TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

MIESIĘCZNIK TECHNICZNO-NAUKOWY POŚWIĘCONY LOTNICTWU

ROK IV. WARSZAWA — MARZEC 1936 r. Nr. 3.

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

ZUŻYCIE MATERJAŁÓW PĘDNYCH W SILNIKACH LOTNICZYCH*)

Inż. KAZIMIERZ KAMIENOBRODZKI

Jednym z objawów postępu w dziedzinie silników lotniczych jest stale rosnąca ilość godzin, jaką silnik jest w stanie przepracować przed jego dyskwalifikacją z powodu nadmiernego zużycia części. Zjawisko to zmienia bardzo znacznie budżet eksploatacji lotnictwa; zmniejsza się rachunek amortyzacji i odnowienia sprzętu i równocześnie rośnie procentowy udział kosztów materjałów pędnych. Nowoczesny silnik może przy umiejętnej obsłudze przepracować znacznie ponad tysiąc godzin; w tych warunkach koszt paliwa i smaru spalonego przez silnik przekracza zwykle dość znacznie cenę nowego silnika.

Dążeniem racjonalnej eksploatacji powinno być zmniejszenie kosztów ruchu do minimum, między innemi przez jaknajekonomiczniejsze wykorzystanie materjałów pędnych. Dotychczas zrobiono w tym kierunku w lotnictwie bardzo mało. Wielkie trudności, jakie lotnictwo musiało pokonać na swej drodze rozwojowej, zwłaszcza w pierwszych swych latach, oraz przytłaczające wszystkie inne problemy zagadnienie bezpieczeństwa lotu, przekazały sprawę ekonomicznego spalania w silnikach lotniczych do rozpatrzenia w późniejszych latach. Do takiego postawienia sprawy przyczynił się w niemałej mierze i ten fakt, że jak dotychczas lotnictwo zdobyło sobie najszersze zastosowanie w pracy dla celów wojskowych. Przejawiająca się we wszystkich działaniach wojskowych głęboko zakorzeniona zasada wykorzystania wszystkich możliwych środków do celu wiodących, bez względu na ich cenę, pociągnęła za sobą zjawisko nie liczenia się z kosztami. W tych warunkach myśl o konieczności zwrócenia uwagi na racjonalizację spalania materjałów pędnych mogła się tylko z trudnością przyjąć. Nie doceniano znaczenia wprowadzenia oszczędności w kosztach materjałów pędnych, myśląc tylko o znaczeniu gospodarczo-pieniężnem, a zapominając o tem, że zmniejszenie zużycia paliwa jest równoznaczne ze zwiększeniem zasięgu samolotu.

Zużycie materjałów pędnych zależy w dużej mierze od konstrukcji silnika i jego wykonania. Jednak niedoceniany jest wpływ zabudowania silnika i jego instalacji płatowcowej na racjonalne wykorzystanie paliwa i smaru. Również zbyt mało kładzie się nacisku przy szkoleniu personelu latającego na pogłębienie wiadomości o zasadach lotu ekonomicznego. Analiza czynników wpływających na zmianę zużycia materjałów pędnych wykaże najlepiej, kto i w jakim stopniu może przyczynić się do bardziej ekonomicznego spalania w silnikach lotniczych.

Mówiąc o zużyciu materjałów pędnych myślimy w pierwszym rzędzie o spalaniu paliwa, ponieważ w nowoczesnych silnikach lotni-

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 24. I. 1936 r.

czych spala się średnio dwadzieścia razy więcej paliwa niż smaru. Jednak bardzo wysoka w dzisiejszych czasach cena olejów lotniczych wpływa na znaczne podwyższenie kosztów ruchu. Smary lotnicze są dzisiaj średnio 3—5 razy droższe od paliwa; z tego powodu procentowy udział kosztów smaru w ogólnym rachunku materjałów pędnych wynosi od 15 do 30%. Cyfry te zmuszają nas do równorzędnego rozpatrywania zagadnień racjonalnego wykorzystania zarówno smarów jak i paliw, przy oddaniu pierwszeństwa wszystkim problemom, związanym z zużyciem paliwa.

Bardzo mała ilość pracujących w lotnictwie silników systemu Diesel'a skłania mnie do omawiania jedynie przebiegu zjawisk występujących w silnikach, zasilanych benzyną lub paliwami podobnemi. W seryjnych silnikach tego typu przy wykorzystaniu pełnej mocy silnika lub mocy poleconej dla przelotów ekonomicznych, jednostkowe zużycie paliwa waha się w bardzo szerokich granicach od 180 do 320 gr/KM godz.; przy obciążeniach bardzo małych, a wiec w warunkach zbliżonych do biegu luzem silnik, wskutek bardzo złej sprawności ogólnej, spala ponad 1000 gr/KM godz. Szerokie wyżej przytoczone granice jednostkowego zużycia paliwa (180—320 gr/KM godz.) wskazują na to, że muszą być bardzo poważne przyczyny, pozwalające w jednym wypadku na tak małe, a nakazujące w drugim wypadku aż tak duże zużycie paliwa.

Silnik o konstrukcji nieskomplikowanej, a dobrej, będzie się odznaczał małem spalaniem benzyny, jednak stale rosnące wymagania, stawiane lotnictwu, zmusiły konstruktorów silników do zastosowania w wielu wypadkach konstrukcji, które w bardzo znacznym stopniu zwiększają zużycie paliwa.

W silnikach o dużej wysokości nominalnej moc pochłaniana przez sprężarkę przekracza nieraz 10% ogólnej mocy wytworzonej przez silnik; paliwo spalone dla napędu sprężarki obciąża rachunek mocy odebranej na wale śmigła, a więc zwiększa jednostkowe zużycie paliwa. W ostatnich latach znajduje coraz szersze zastosowanie konstrukcja sprężarek dwubiegowych; ulepszenie to, pozwalające na pracę sprężarki na małej przekładni w lotach na małych wysokościach, dało w tych warunkach zmniejszenie zużycia paliwa o około 8%.

Zmniejszająca się ze wzrostem obrotów waga jednostkowa silnika (wyrażana w gr/KM), i równocześnie szybko malejąca przy dużych obrotach sprawność śmigła skłoniła konstruktorów do wbudowania w silnik reduktora obrotów. Sprawność reduktora, jakkolwiek dużo lepsza od sprawności śmigła, nigdy jednak nie wynosi 100%; a więc znowu straty w przekładni zębatej zwiększają zużycie paliwa.

Spotykany w niektórych silnikach nierównomierny rozdział mieszanki zmusza do ogólnej bogatej regulacji silnika, a to w tym celu, żeby najubożej zasilany cylinder nie przegrzał się. Zastosowanie rozmaitych podgrzewaczy lub parowników, w których wykorzystujemy ciepło spalin lub powracającego oleju dla podgrzania mieszanki, pozwala dzięki lepszemu odparowaniu paliwa, a więc i równomierniejszemu rozdziałowi mieszanki na regulację uboższą. Tę oszczędność na paliwie musimy zwykle okupić stratą mocy wskutek mniejszego, pod względem wagowym, napełnienia cylindrów podgrzaną mieszanką.

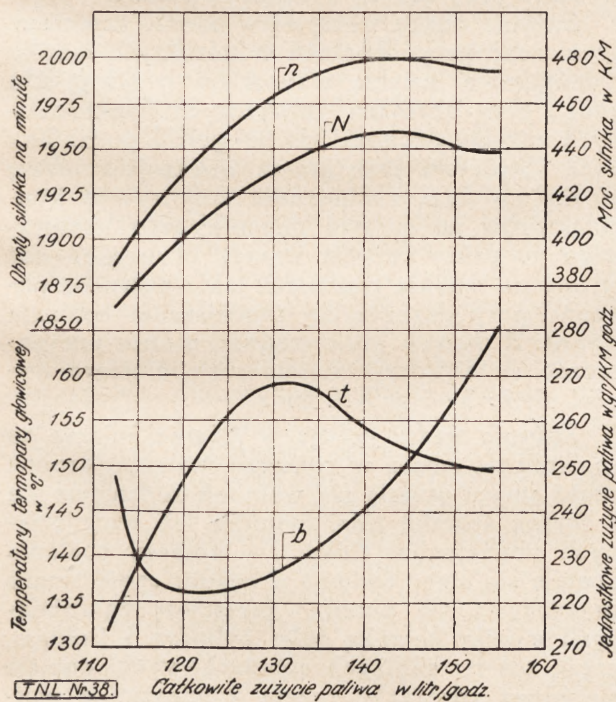
Dążenie do zwiększenia sprawności przez podwyższenie stopnia sprężania w cylindrze pociągnęło za sobą konieczność stosowania paliwa o dużej odporności na detonację. Wskutek bardzo niskiej liczby oktanowej naszej benzyny jesteśmy zmuszeni dodawać względnie dużo alkoholu. Dodatek spirytusu bardzo znacznie podwyższa liczbę oktanową, lecz tak samo wyraźnie zmniejsza wartość kalorymetryczną paliwa. Dla podwyższenia wartości opałowej mieszanki paliwowej dodajemy benzol, jako paliwo wysokowartościowe pod względem kalorymetrycznym, a którego dodatek nie zmniejsza liczby oktanowej. Ostatecznie używana u nas mieszanka: benzyna — alkohol — benzol w stosunku obojętościowym 75/15/10 posiada wartość opałową wyrażoną w kal/kg o około 8% mniejszą niż czysta benzyna lotnicza.

Tych kilka ogólnych przykładów wskazuje, w jaki sposób poszczególne rozwiązania konstrukcyjne narzucone koniecznością dostosowania się do stawianych wymagań powodują zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa, i jakich sposobów używa się, by przez udoskonalenie konstrukcji w granicach możliwości ten przyrost zużycia paliwa zmniejszyć.

Konstrukcja silnika, jego wykonanie, jak również regulacja gaźnika mają dość duży wpływ na wielkość zużycia materjałów pędnych. Jednak w praktyce, w konstrukcjach dzisiaj u nas używanych, jedynie obsługa decyduje o ekonomicznem lub rozrzutnem spalaniu paliwa. Panujące powszechnie przekonanie, że silnik powinien pracować przynajmniej na małych wysokościach na takiej regulacji gaźnika, z jaką silnik opuścił wytwórnię, jest zasadniczo błędne. Regulacja gaźnika, ustalona przez wytwórnię, określa tylko górną granicę zużycia paliwa, której przekroczenie jest marnotrawstwem. Silnik powinien pracować przy tak dużem zużyciu paliwa tylko wtedy, kiedy pilot niema czasu lub możności ustalenia warunków ekonomicznego przelotu, a więc n. p. w czasie lotu wznoszącego lub akrobacji.

Dla zrozumienia powodów, dla których reguluje się gaźnik w sposób, nie odpowiadający warunkom poleconym dla przelotu ekonomicznego nawet na małych wysokościach, podam zasady, na których opiera się racjonalna regulacja gaźnika.

Wielkość pożądanego jednostkowego zużycia paliwa określa z dużem przybliżeniem sam silnik. Dla poznania tej pożądanej wielkości należy przeprowadzić próby i pomiary zjawisk występujących w silniku przy ustalonem położeniu przepustnicy, a zmieniającem się całkowitem zużyciu paliwa; obciążenie silnika w czasie tych prób powinno mieć charakterystykę podobną do charakterystyki śmigła. Wyniki takiej próby przeprowadzonej na silniku Pegaz VIII przedstawione są na rys. 1. Położenie przepustnicy ustalono tak, ażeby silnik przy normalnej regulacji gaźnika rozwijał w przybliżeniu moc poleconą dla przelotu ekonomicznego. W czasie próby zmniejszano przy pomocy regulatora składu mieszanki całkowite zużycie paliwa, zachowując bez zmiany wszystkie inne warunki i założenia próby. Przy rozmaitych całkowitych zużyciach paliwa mierzono moc, obroty, temperatury głowic, oraz obliczano jednostkowe zużycie paliwa.



Rys. 1. Zależność mocy, obrotów, temperatury silnika i jednostkowego zużycia paliwa od całkowitego zużycia paliwa przy ustalonem położeniu przepustnicy na silniku Pegaz VIII.

n — obroty silnika,
N — moc silnika,
t — temperatura termopary głowicowej 7-go cylindra,
b — jednostkowe zużycie paliwa.

Z wykresu widać, że ze zmniejszeniem całkowitego zużycia paliwa moc i obroty rosną aż do pewnych wartości maksymalnych; dalsze zmniejszanie zużycia paliwa powoduje spadek obrotów i mocy. Podobny przebieg ma krzywa temperatury, z tą tylko różnicą, że najwyższe temperatury występują przy mniejszem całkowitem zużyciu paliwa niż to, przy którem osiągamy największą moc. Krzywa jednostkowego zużycia paliwa wykazuje pewną wartość minimalną przy całkowitem zużyciu, mniejszem od tych, przy których występują największa moc lub najwyższa temperatura; przy innych wielkościach całkowitego zużycia paliwa, mniejszych lub większych, jednostkowe zużycie paliwa rośnie. W ten sposób otrzymujemy najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa, które jest liczbą charakterystyczną dla konstrukcji silnika oraz tych warunków i założeń, w jakich przeprowadzono pomiary. Drugą wartością charakterystyczną, którą otrzymujemy z takich pomiarów, jest zużycie odpowiadające największej mocy. Normalna regulacja gaźnika opiera się właśnie na tem zużyciu. Przy dużych obciążeniach silnika regulujemy gaźnik tak, aby otrzymać zużycie nieco większe (7 — 14%) od tego, przy którem otrzymujemy maksymalną moc. W ten sposób kosztem nieznacznej straty mocy i dość znacznego zwiększenia zużycia paliwa obniżamy temperatury silnika, które przy dużych obciążeniach osiągają swoje najwyższe dopuszczalne granice. Przy obciążeniach średnich, przy których nie występują tak wysokie temperatury, staramy się tak regulować gaźnik, ażeby otrzymać zużycie paliwa możliwie zbliżone (±3%) do tego, przy którem otrzymujemy największą moc przy danem położeniu przepustnicy.

Z następujących dwóch powodów nie można regulować gaźnika tak, ażeby otrzymać najekonomiczniejsze zużycie paliwa:

1) Przy ultra ubogiej regulacji gaźnika (taka nazwa utarła się dla najekonomiczniejszej mieszanki) silnik jest za ubogi przy gwałtownych przejściach, co poznajemy przez częste strzały w gaźniku występujące przy szybkich ruchach przepustnicy.
2) Najekonomiczniejsze zużycie paliwa występuje przy zmniejszonej mocy, a konstruktorowi zależy w pierwszym rzędzie na wydobyciu z danej konstrukcji jaknajwiększej mocy.

Wyżej przytoczone względy, które tłumaczą, dlaczego nie reguluje się gaźnika na najekonomiczniejsze zużycie, nie przeszkadzają w przeregulowaniu gaźnika przez pilota przy pomocy regulatora składu mieszanki w ustalonych warunkach przelotowych; w czasie przelotu nie wykorzystuje się pełnej mocy silnika, jak również nie zmienia się w sposób gwałtowny obciążenia silnika.

Obowiązek dokonania każdego przelotu przy najekonomiczniejszem wykorzystaniu paliwa nakazuje pilotowi zmniejszenie zużycia paliwa do granic mieszanki ultra-ubogiej przy

pomocy regulatora składu mieszanki bez względu na to, na jakiej wysokości przelot się odbywa. Ten obowiązek używania regulatora składu mieszanki w każdym przelocie, choćby on się odbywał na bardzo niewielkiej wysokości (300 — 500 m. nad ziemią) jest podstawą twierdzenia poprzednio wyrażonego, że silnik powinien pracować przy fabrycznej regulacji gaźnika tylko wtedy, kiedy pilot nie ma czasu lub możności ustalenia warunków ekonomicznego przelotu.

Pomiary wykazują, że przy ustalonem położeniu przepustnicy mieszanka ultra-uboga daje moc o około 10% mniejszą, niż przy normalnej regulacji gaźnika. Ten 10%-wy spadek mocy odpowiada przy ustalonych warunkach przelotowych spadkowi obrotów silnika o około 3%; znając tę zależność pilot łatwo zastosuje w praktyce zasadę dokonywania przelotów na mieszance ultra-ubogiej, otwierając stopniowo regulator składu mieszanki tak długo, aż na liczniku zaobserwuje 3%-wy spadek obrotów; wtedy może przez większe otwarcie przepustnicy powrócić do poprzednich, poleconych dla dokonania przelotu, obrotów.

Przy przejściu z najczęściej do dziś używanej w locie regulacji, dającej największą moc przy danem położeniu przepustnicy, do regulacji ultra-ubogiej, zaoszczędza się przeciętnie 18 — 20% paliwa. Nieużywanie regulatora składu mieszanki w przelotach na wysokościach nieco niższych od 2000 m. pociąga za sobą niepotrzebne zwiększenie zużycia paliwa o około 30%. Nawet w tych wypadkach, w których pilot jest zmuszony dokonać przelotu na wysokości o tyle wyższej od nominalnej wysokości silnika, że dla rozwinięcia poleconej dla przelotu mocy silnik musi pracować na całkowicie otwartej przepustnicy, stosowanie mieszanki ultra-ubogiej jest bezwzględnie polecone. Strata mocy (około 10%) wywołana przejściem na mieszankę ultra-ubogą zmniejszy szybkość przelotową, a więc zwiększy czas przelotu o około 4%; równocześnie jednak całkowite zużycie paliwa zmniejszy się mimo zwiększonego czasu przelotu o przeszło 20%.

Mieszanka ultra-uboga wywołuje podwyższenie temperatur silnika; różnica ta jednak nie jest duża. Pomiary przeprowadzane przy średnich obciążeniach silnika wykazują, że temperatury przy pracy na najekonomiczniejszej mieszance odpowiadają mniej więcej temperaturom silnika przy normalnej (bogatej) regulacji gaźnika, ale przy obciążeniu silnika o 10% większem; a więc np. przy pracy silnika na 65% mocy nominalnej na mieszance ultra-ubogiej występują mniej więcej takie temperatury, jakgdyby silnik pracował na 72% mocy nominalnej na mieszance bogatej. Ten wzrost temperatury określa nam górną granicę mocy, przy której możemy pracować na mieszance ultra-ubogiej. Dokonując przelotu ekonomicznego nie powinno się przekroczyć nawet choćby tylko pod względem termicznym określonych granic obciążenia silnika, a więc i temperatur silnika.

W silnikach o starszej konstrukcji, o słabem odprowadzeniu ciepła podwyższenie temperatury, wywołane zastosowaniem najekonomiczniejszego spalania, może szkodliwie wpłynąć na żywotność silnika. Również nie należy stosować mieszanki ultra-ubogiej na silnikach o złym rozdziale mieszanki. Takie silniki odznaczają się bardzo dużą rozpiętością temperatur pomiędzy poszczególnemi cylindrami. Przy przejściu na najekonomiczniejszą mieszankę temperatury jednych cylindrów rosną, drugich spadają.

Bardzo korzystne warunki chłodzenia, w jakich silnik pracuje na hamowni wytwórni, pozwoliły na przeprowadzanie prób wytrzymałości, przy których silnik pracuje na $^{9}/_{10}$ mocy nominalnej, na mieszance ultra-ubogiej. W ten sposób zmniejszono zużycie paliwa w czasie próby wytrzymałości o 17 — 18%, co w ogólnym rachunku paliwa spalanego dla prób silnika daje oszczędność około 10%. Jedyną różnicą, jaką stwierdzono po rozmontowaniu silnika, który przeszedł próbę wytrzymałości na mieszance ultra-ubogiej, był brak zanieczyszczeń, związanych z pozostawaniem sadzy po spalaniu przy dużym nadmiarze paliwa.

Zużycie smaru waha się w bardzo szerokich granicach; przy obrotach nominalnych silnika jednostkowe zużycie wynosi od 1—25 gr/KM godz.; przy obrotach najwyższych dopuszczalnych zużycie dochodzi do 50 gr/KM godz. Tak duża rozpiętość tych granic wskazuje z jednej strony na dużą rozbieżność zapatrywań konstruktorów na sprawę najmniejszego koniecznego do pracy zużycia smaru, z drugiej zaś strony na wielkie trudności, jakie potrzeba pokonać przy dążeniu do zmniejszenia spalania smaru. Z danych praktycznych można przypuszczać, że najkorzystniejsze zużycie smaru wynosi około 3—5 gr/KM godz.

Zużycie smaru polega w głównej mierze na spalaniu się smaru w komorze spalania; drobna część smaru utlenia się wskutek zetknięcia się z gorącą ścianką tulei cylindra lub wewnętrznych powierzchni tłoka. Do komory spalania dostaje się smar dwiema drogami; część smaru prześlizguje się pomimo pierścieni zgarniających między ścianką tulei cylindra i tłokiem, część zaś (w silnikach sprężarkowych) dostaje się przez sprężarkę razem z mieszanką paliwową. W różnych konstrukcjach silników będzie różny procentowy podział pomiędzy te dwie drogi; w każdym razie pomiary praktyczne wykazują, że w wielu wypadkach te ilości smaru, które przedostają się przez każdą z tych dwóch dróg, są wielkościami równorzędnemi.

Zużycie smaru zależy od bardzo wielu czynników, które w praktyce bardzo silnie zachodzą na siebie. Największy wpływ na zmia-

nę zużycia smaru mają: obroty silnika, przepływ smaru, obciążenie silnika, temperatury zarówno silnika jak i smaru, oraz wiskoza smaru. Oddzielenie tych poszczególnych czynników dla zbadania ich indywidualnego wpływu na zmianę zużycia smaru można przeprowadzić tylko drogą pomiarów laboratoryjnych. W praktyce występują te czynniki prawie zawsze razem, a więc np. ze wzrostem obrotów rosną: przepływ smaru, obciążenie silnika, temperatury silnika i smaru.

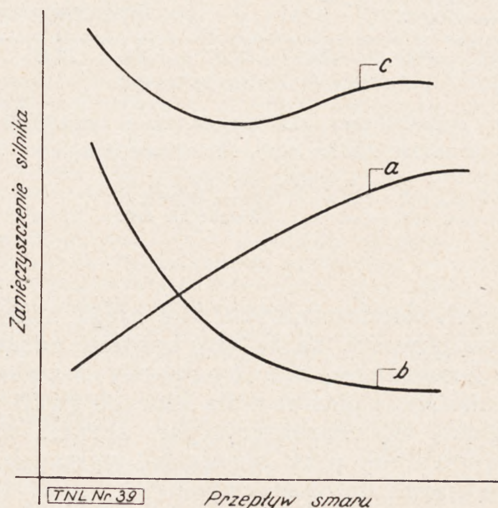
Przepływem smaru nazywamy tę ilość smaru, którą pompa opróżniająca wyssie w jednostce czasu z silnika. Przy ściślejszych rozważaniach nad związkiem, zachodzącym między przepływem i zużyciem smaru, należałoby oddzielić ilość smaru spływającą z karteru od smaru przepływającego tylko przez komorę przednią lub tylną. Zasadniczy wpływ na zwiększenie zużycia ma tylko ta ilość smaru, która jest rozrzuconą na ściany tulej cylindrów i spływa z karteru. Jednak tylko nieliczne silniki w wykonaniu seryjnem umożliwiają przeprowadzenie takiego bilansu przepływu; w większości konstrukcji możemy bez specjalnych przeróbek zmierzyć tylko całkowitą ilość powracającego z silnika smaru. Jednostkowy przepływ, podobnie jak i zużycie, waha się w bardzo szerokich granicach od 0,3 do 3 kg/KM godz.; w dużej ilości typów silników przepływ nie wiele się różni od 1 kg/KM godz.

Zużycie smaru rośnie ze wzrostem przepływu, ale tylko do pewnej granicy; jeżeli podaż smaru rzucanego na tuleje cylindrów będzie tak duża, że przewyższy zdolność przepustową pierścieni, wtedy nawet bardzo znaczne zwiększenie przepływu wywołuje tylko bardzo mały przyrost zużycia. W praktyce wielkość przepływu łączą w związek przyczynowy ze stopniem zanieczyszczenia silnika, a ponieważ stopień zanieczyszczenia decyduje o maksymalnym czasie, jaki silnik może przepracować bez przeglądu, dlatego należałoby wyraźnie określić związek między przepływem a zanieczyszczeniem. Dziwnym zbiegiem okoliczności spotykamy się z biegunowo przeciwnemi zapatrywaniami na tę kwestję; jedni twierdzą, że wzrost przepływu powoduje zwiększenie, a drudzy — zmniejszenie zanieczyszczenia. Krótka analiza powstawania zanieczyszczenia silnika może wytłumaczyć sprzeczność panujących poglądów; w rozważaniach tych pominięta będzie ilość smaru dostająca się do komory spalenia przez sprężarkę.

Zanieczyszczenie powstaje wskutek:

1) spalania się smaru w komorze spalania, a więc nad tłokiem, za pierścieniami, oraz
2) utleniania się cząstek smaru, rzucanych na gorące ściany cylindrów, a więc przed pierścieniami (zanieczyszczenie karterowe).

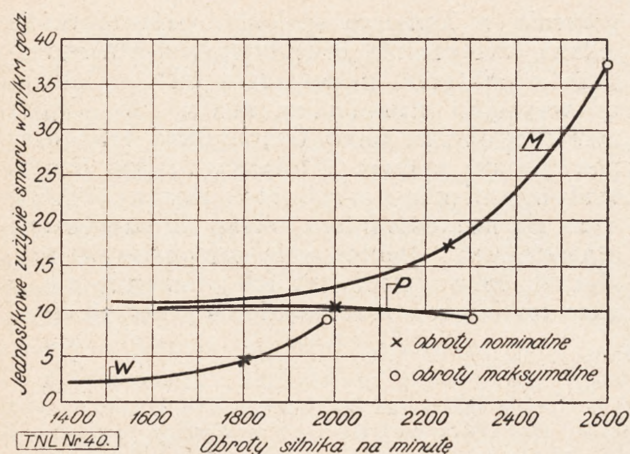
Wzrost przepływu wywołuje zwiększenie, do pewnych granic, zużycia, a więc i zanieczyszczenia w komorze spalania; równocześnie jednak zwiększenie przepływu jest równoznaczne z obfitszem oblewaniem tulej cylindrów od wewnątrz strumieniem smaru; to drugie zjawisko obniża nieco temperaturę tulej oraz pozwala na szybsze i intensywniejsze odprowadzenie ciepła z cząsteczek smaru, stykających się bezpośrednio z tuleją, do cząsteczek, otaczających. Ochłodzenie najgorętszych cząsteczek smaru zmniejsza ich utlenianie się, a więc zmniejsza zanieczyszczenie przed pierście-



Rys. 2. Przypuszczalna zależność zanieczyszczenia silnika od przepływu smaru.
a — zanieczyszczenie zapierścieniowe,
b — ,, karterowe,
c — ,, całkowite.

niami. Na rys. 2 krzywa „a" przedstawia zależność zanieczyszczenia zapierścieniowego (w komorze spalania i na ścianie tłoka) od przepływu, zaś krzywa „b" — zanieczyszczenie przedpierścieniowe, karterowe; krzywa „c", jako suma „a+b", przedstawia całkowite zanieczyszczenie w funkcji przepływu. Charakter krzywej „c" tłumaczy sprzeczność poglądów wyżej przedstawioną. Zwiększenie przepływu zmniejsza zanieczyszczenie, jeżeli rozpatrujemy tę sprawę w granicach przepływu, odpowiadających lewej gałęzi krzywej „c" i odwrotnie, zwiększenie przepływu zwiększa zanieczyszczenie, jeżeli przepływy odpowiadają prawej gałęzi krzywej całkowitego zanieczyszczenia.

Na rys. 3 przedstawione jest w funkcji obrotów jednostkowe zużycie smaru kilku typów silników używanych w naszem lotnictwie. Pomiary te przeprowadzono przy obciążeniu silnika śmigłem, a więc ze wzrostem obrotów rosły równocześnie obciążenie i temperatury silnika oraz przepływ smaru. Charakterystyki zużycia smaru dla silników Wright 220 KM i Merkury V S-2 wykazują gwałtowny przyrost zużycia smaru przy obrotach niższych od naj-



Rys. 3. Jednostkowe zużycie smaru w zależności od obrotów silnika przy obciążeniu śmigłem.

M — w silniku Merkury V S 2,
P — „ „ Pegaz II M 2,
W — „ „ Wright 220 KM.

wyższych dopuszczalnych. Nie ulega najmniejszej wątpliwości, że byłyby bardziej pożądane takie konstrukcje, któreby dawały charakterystyki możliwie płaskie i dla których gwałtowne przegięcie się charakterystyki zużycia smaru występowałoby przy obrotach wyższych od największych dopuszczalnych.

Gwałtowny wzrost zużycia smaru po przekroczeniu pewnej ilości obrotów zaobserwowano nie tylko w silnikach lotniczych, lecz również i w samochodowych; zjawisko to jest tłumaczone powstawaniem przy pewnych obrotach drgań pierścieni tłokowych, które to drgania odbierają pierścieniom zdolność uszczelniania.

Zwiększenie obrotów silnika przy zachowaniu niezmienionego obciążenia silnika i przepływu smaru zwiększa zużycie smaru wskutek silniejszego rozpylenia smaru w karterze oraz mniej wydajnego zgarniania smaru z tulei przez pierścienie tłokowe przy większych szybkościach posuwowych tłoka.

Zwiększenie obciążenia silnika przy zachowaniu niezmienionych innych warunków zwiększa zużycie wskutek wzrostu temperatur silnika. Podobnie wpływa w nieznacznym stopniu zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

Nieumiejętna obsługa lub eksploatacja silnika mogą spowodować w bardzo krótkim czasie zniszczenie pierścieni tkokowych nieszkodliwe dla ogólnych warunków pracy silnika, natomiast bardzo wybitnie zwiększające zużycie smaru. Przy racjonalnej obsłudze zużycie smaru mierzone w identycznych warunkach powinno maleć w pierwszych 150—200 godzinach pracy. Brutalne obchodzenie się z silnikiem lub używanie niewłaściwego smaru wywołuje nieraz wzrost zużycia smaru już po kilkunastu lub kilkudziesięciu godzinach pracy.

Rozmaite instrukcje obsługi silników określają czas pracy, po przekroczeniu którego należy zmienić na nową całą ilość smaru, znajdującego się w obiegu w instalacji płatowcowej silnika. Ilość godzin, jaką silnik może zgodnie z instrukcją przepracować bez całkowitej zmiany smaru, waha się w bardzo szerokich granicach od 40 do 500 godzin; w tym ostatnim wypadku zmienia się smar w silniku i w instalacji płatowcowej wtedy, gdy silnik po 500 godzinach pracy odsyła się do warsztatu dla dokonania przeglądu. Ilość smaru, który się usuwa z obiegu, jako nie nadający się do dalszego użytku, raz na 500 godzin pracy, jest tak nieznaczną w porównaniu z ilością smaru spalonego w tym okresie pracy, że można ją w rozważaniach na temat zużycia smaru całkowicie pominąć. Natomiast przy zmianie smaru co 40 godzin pracy smar usuwany z obiegu zwiększa całkowicie zużycie smaru o około 15%. Podwyższenie ilości godzin pracy silnika bez zamiany smaru powinno być w tych wypadkach pierwszym krokiem w kierunku racjonalizacji wykorzystania smaru. Przejście z okresów 40-godzinnych na 100-godzinne da w efekcie zmniejszenie całkowitego zużycia smaru o blisko 10%. Postępy w systemach regeneracji smaru pozwalają przypuszczać, że nawet te ilości smaru, które usuniemy z obiegu po 100 godzinach pracy, będą mogły w bardzo znacznej części powrócić do pracy jako regeneraty.

Na samolotach latających pod polskiemi barwami jest zainstalowana moc około 500.000 KM; za każdą kalorję, którą wydobywa się z paliwa lotniczego, trzeba zapłacić około 10 razy więcej, niż za kalorję z węgla kamiennego; cena olejów lotniczych jest kilkakrotnie wyższą od ceny paliwa. Tych kilka danych przemawia dość wyraźnie za koniecznością jaknajdalej idącej racjonalizacji wykorzystania materjałów pędnych.

Odpowiednie wyszkolenie w tym kierunku tych, którzy silniki lotnicze eksploatują, może przynieść, w dzisiejszym stanie rozwoju lotnictwa polskiego, rok rocznie setki tysięcy lub nawet miljony złotych oszczędności.

DYSKUSJA

Inż. Litwinowicz zwraca uwagę na prace prowadzone w Anglji i Stanach Zjednoczonych Am. Półn. nad samoczynną regulacją składu mieszanki. Poza służącemi do tego celu automatami, wprowadzanemi m. in. przez firmę Bristol, wchodzą w użycie analizatory spalin, ułatwiające właściwe posługiwanie się poprawką wysokościową. Do wzrostu zużycia paliwa przyczynia się zamarzanie gaźników, mogące wystąpić w pewnym zakresie temperatur. Nie zgadza się z twierdzeniem prelegenta, jakoby czynnikiem, umożliwiającym duże oszczędności na paliwie, była regulacja składu mieszanki, za decydujący wzgląd uważa bowiem zwiększenie wysokości lotu, pozwalające na utrzymanie potrzebnej szybkości lotu na mniejszej mocy silnika, zużywającego w tych warunkach mniej paliwa. Zużycie oleju zależy w dużej mierze od jego temperatury. Temperatura ta a zatem i zużycie mogą być utrzymane poniżej pewnej granicy przy użyciu samoczynnych regulatorów temperatury oleju.

Inż. Seńkowski widzi duże możliwości dalszego obniżenia zużycia paliwa, na co wskazuje m. in. wynik przeprowadzonych w Farnborough prób na jednocylindrówce przy jednostkowem zużyciu paliwa poniżej 180 gr/KMgodz. Podgrzewanie mieszanki pozwala na obniżenie jednostkowego zużycia paliwa. Pomijając wpływ różnicy stopnia sprężania silniki benzynowe i Diesla powinny być równie oszczędne. Zabrudzenie silnika ocenia się na podstawie dwóch czynników: osadów mazistych i nagaru na tłokach. Wielkość zanieczyszczenia pozostaje pod wpływem szczelności pierścieni tłokowych, pod którym to względem anglicy osiągają gorsze wyniki, niż amerykanie. Kwestjonuje znaczenie częstej wymiany oleju, wspominając wypadki pracy silnika w locie bez wymiany oleju.

Inż. Challier zaznacza, że prelegent omawiał jedynie oszczędności na zużyciu paliwa, dające się osiągnąć przy stałej wysokości lotu, w związku z czem uwagi inż. Litwinowicza o możliwości obniżania zużycia paliwa na drodze podwyższenia wysokości lotu nie odejmują znaczenia wywodom prelegenta.

Inż. Księski określa fabryczną regulację gaźnika jako bogatą i widzi duże możliwości obniżenia zużycia przez pilota. Przepływ powietrza przez gardziel gaźnika jest inny na hamowni, inny zaś w locie, w związku z czem zużycie paliwa w locie różni się od uzyskanego podczas prób w wytwórni silników. Powstaje zagadnienie zbadania przepływu powietrza na samolocie i naśladowania go na hamowni. Przy rozpatrywaniu przepływu oleju przez silnik należy ograniczać się do części, przepływającej przez karter, pozostała bowiem ilość nie oddziaływa na zużycie oleju. Ilość oleju spalanego zależy od tego, ile przepuszcza sprężarka i pierścienie. Sprężarka może przepuszczać różne ilości oleju zależnie od smarowania, jakiego wymagają łożyska wirnika. Łożyska kulkowe, stosowane przez firmę Bristol, przepuszczają pewne ilości oleju, zaś przy stosowaniu łożysk ślizgowych i uszczelnienia labiryntowego sprężarka może pracować niemal na sucho. Przedostawanie się smaru przez pierścienie jest trudniejsze do opanowania. Omawiając pogląd prelegenta na zanieczyszczanie silnika, wyraża przekonanie, że wobec dużej pojemności cieplnej cylindrów nawet duże ilości rzucanego na nie oleju nie wywrą działania chłodzącego, lecz będą podlegały wpływowi wysokich temperatur w tym samym stopniu, w jakim to następuje przy małych ilościach oleju.

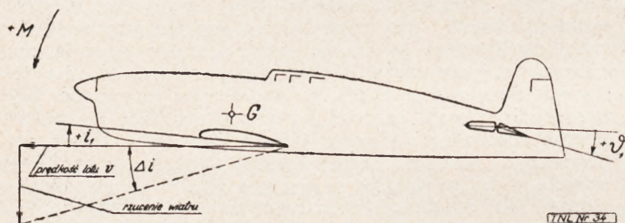
Inż. Tuszyński uważa, że ciekawszą i ważniejszą jest zależność zanieczyszczenia silnika od zużycia oleju, nie zaś od jego przepływu. Zależność tę można również omówić na podstawie wykresu rys. 2, przyczem na osi odciętych przepływ zostanie zastąpiony zużyciem. Podobnie, jak przy rozumowaniu podanem przez prelegenta, należy w tym wypadku rozróżnić dwa sprzeczne oddziaływania. W pierwszym rzędzie większe zużycie oleju oznacza, że we wnętrzu silnika powstaje większa ilość zanieczyszczających silnik produktów rozkładu oleju pod wpływem wysokich temperatur (krzywa a). Z drugiej strony szybsze zużycie zmusza do częstszego odnawiania zapasu oleju, dzięki czemu wprowadzony świeży olej rozcieńcza tworzące się produkty rozkładu (krzywa b). Silniki amerykańskie pracują przy niższem zużyciu oleju, być może po lewej stronie minimum wykresu, zaś silniki angielskie, pracujące przy większem zużyciu jednostkowem, przypadają po prawej stronie minimum wykresu. Gdyby tak było, łatwo wytłomaczyć, dlaczego powiększenie w obu wypadkach zużycia oleju powoduje przeciwne skutki, t. zn. zmniejszenie lub zwiększenie zanieczyszczenia. Regeneracja olejów opłaca się w stosunku do olejów mineralnych, silniej zanieczyszczających silnik, niż oleje natłuszczane (compoundowane). Oleje te mogą pracować znacznie dłużej bez wymiany, aniżeli mineralne, więc regeneracja ich traci na aktualności.

Na zakończenie zabrał głos prelegent, udzielając wyjaśnień i odpowiedzi na niektóre sprawy, poruszone w dyskusji.

OCENA RÓWNOWAGI PODŁUŻNEJ SAMOLOTU

GUSTAW ANDRZEJ MOKRZYCKI
Profesor Politechniki Warszawskiej

Ponieważ obliczanie stateczności dynamicznej samolotu jest rachunkiem dość żmudnym, konstruktorzy niechętnie go stosują i ograniczają się do oceny stateczności samolotu na podstawie wykresu, odnoszącego się do t. zw. stateczności statycznej. Metoda ta wyłącza zupełnie parametr czasu, przez co sprowadza się do pewnej umowy, nie mającej odpowiednika w rzeczywistości przebiegu mechanicznego.



Rys. 1.

Niech samolot, lecący ruchem jednostajnym i prostolinijnym, będzie w stanie równowagi dla pewnego kąta natarcia skrzydeł (kąt między torem a cięciwą profilu skrzydła) i_1 (rys. 1). Aby móc na tym kącie lecieć, pilot musi nadać odpowiednie położenie sterowi wysokości. Niech wychylenie steru z położenia zasadniczego wynosi ϑ_1 Ponieważ zachodzi równowaga i niema obrotu, moment sił aerodynamicznych wobec środka ciężkości G musi wynosić zero (innych sił zewnętrznych nie bierzemy pod uwagę).

Moment ten definjujemy (drogą umowy) następująco:

$$M_G = c_M \, S q \, l = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

c_M jest spółczynnikiem bezwymiarowym
S — powierzchnią skrzydeł
l — szerokością skrzydeł
$q = \frac{\rho v^2}{2}$ ciśnieniem prędkości, przyczem
ρ oznacza gęstość powietrza, v — prędkość lotu.

Wychylmy samolot z położenia równowagi o pewien kąt Δi Jeżeli przytem powstaje moment ΔM_G pod działaniem którego samolot wraca w położenie równowagi, powiadamy, że samolot posiada pewien stopień równowagi statycznej, której miarą mógłby być stosunek $\frac{\Delta M_G}{\Delta i}$. Ponieważ operujemy dziś najchętniej spółczynnikami bezwymiarowemi (gdyż wartość ich jest ta sama bez względu na to, czy operujemy układem metrycznym, czy naprzykład miarami angielskiemi), równanie (1), t. j. moment równy zeru, spełnia się i wówczas, gdy

$$c_M = \frac{M_G}{Sql} = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1a)$$

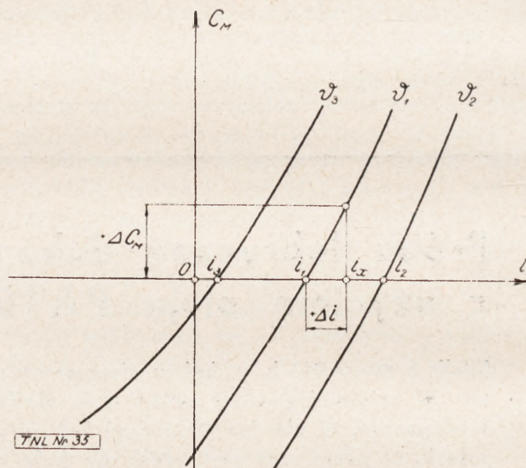
Podobnie zamiast przyrostu momentu ΔM_G możemy operować odpowiadającym mu przyrostem spółczynnika $\Delta c_M = \frac{\Delta M_G}{Sql}$. Za miarę stateczności statycznej obierzemy więc stosunek

$$\mu = \frac{\Delta c_M}{\Delta i} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

w granicy

$$\mu = \frac{d c_M}{d i} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2a)$$

zwany spółczynnikiem równowagi statycznej.



Rys. 2.

Wyraźmy to wszystko, cośmy powyżej powiedzieli, związkiem graficznym (rys. 2), przedstawiającym $c_M = f(i)$.

Kątowi załamania steru wysokości ϑ_1 odpowiada krzywa przecinająca oś odciętych w punkcie i_1, dla którego to kąta spełnia się pierwszy warunek równowagi $c_M = 0$ (równanie 1a). Aby przedstawić graficznie drugi warunek równowagi, musimy się umówić co do kierunków dodatnich momentu i kąta natarcia. Kąt natarcia rośnie, gdy samolot podnosi głowę w górę, to jest więc kierunek dodatni kątów natarcia. Natomiast umówiono się uważać za dodatni moment obracający samolot głową wdół.

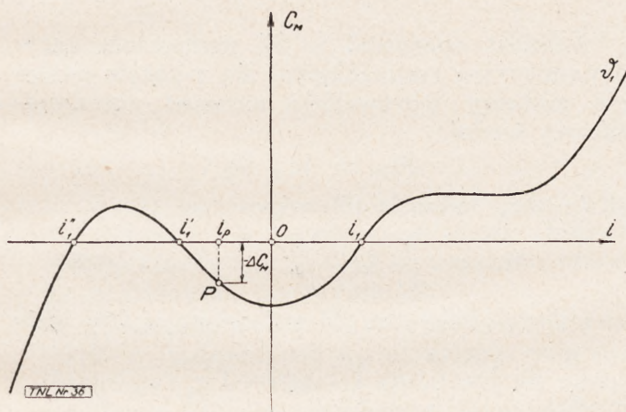
Jeżeli więc wychyliliśmy samolot o kąt natarcia $+\Delta i$ głową w górę, musi powstać mo-

ment ΔM (któremu odpowiada spółczynnik Δc_M), zmuszający samolot do obrotu w kierunku przeciwnym, a więc głową wdół. Ten kierunek momentu zdefinjowaliśmy jako dodatni. A więc i stosunek μ, określony przez (2) jest dodatni. Gdybyśmy kąt natarcia zmniejszyli o $(-\Delta i)$ przez pochylenie samolotu głową wdół, musi powstać moment, podnoszący samolot głową w górę, a więc o znaku ujemnym $(-\Delta c_M)$ Wartość stosunku μ będzie więc znowu dodatnia.

Drugi warunek równowagi statycznej opiewa więc, że spółczynnik μ musi być zawsze dodatni, czyli, że w punkcie przecięcia krzywej z osią odciętych jej spółczynnik kierunkowy

$$\mu = -\frac{\Delta c_M}{\Delta i} = -\frac{dc_M}{d\,i} > 0 \quad . \; . \; . \; . \; (3)$$

Krzywa więc musi tak przebiegać, jak na rys. 2. Dla innych załamań steru wysokości ϑ_2, ϑ_3 otrzymamy inne krzywe, spełniające warunki równowagi dla innych kątów natarcia $i_2, i_3 \ldots$



Rys. 3.

Krzywe nie zawsze przebiegają tak charakterystycznie, jak na rys. 2. Niekiedy mogą mieć kształt taki, jak na rys. 3. Widzimy, że warunki równowagi, t. j. 1) $c_M = 0$ 2) $\frac{dc_M}{d\,i} > 0$ są spełnione dla kątów natarcia i_1 oraz i_1''; natomiast równowaga nie zachodzi dla punktu i'_1, gdyż wprawdzie $c_M = 0$, lecz warunek drugi jest niespełniony, gdyż $\frac{dc_M}{d\,i}$ jest ujemne.

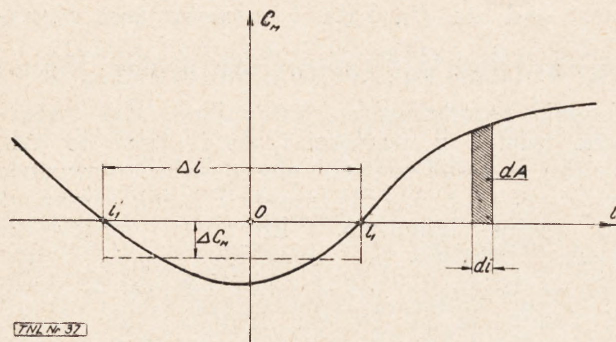
Często zdarza się mylna interpretacja wykresu. Wyobraźmy sobie, że do prędkości lotu dołączy się prąd pionowy wiatru (rys. 1), którego prędkość składa się z prędkością lotu do wypadkowej. Może się wówczas zdarzyć, że kierunek prędkości wypadkowej utworzy z cięciwą profilu np. kąt natarcia i_p bardzo bliski punktowi niestateczności i'_1. Kątowi temu odpowiada na krzywej punkt P, dla którego spółczynnik kierunkowy jest ujemny. Mylnym jest sąd, że dla kąta i_p samolot jest niestateczny, gdyż $\frac{dc_M}{d\,i}$ ma wartość ujemną. Tu decyduje rozumowanie następujące. Kąt natarcia zmalał z wartości i_1 do i_p (jest to tak, jakby samolot pochylił głowę wdół) o wartość $-\Delta i = (i_1 - i_p)$. Ale dla punktu P istnieje moment o znaku ujemnym, któremu odpowiada $-\Delta c_M$ Moment ten stara się samolot obrócić w kierunku przeciwnym, głową w górę, i tendencja ta będzie istniała tak długo, aż samolot wróci do położenia równowagi. Jak długo więc nie przekroczymy kąta i'_1, samolot jest wciąż stateczny i pozostawiony samemu sobie wraca do kąta i_1. Dopiero w samym punkcie i'_1 samolot staje się niestateczny (gdyż $c_M = 0$ lecz $\mu < 0$). Pozostawiony samemu sobie nie może utrzymać się w równowadze, gdyż przy najmniejszym wzroście kąta natarcia wróci do kąta i_1, a przy najmniejszym zmniejszeniu kąta natarcia samolot przejdzie na kąt natarcia i_1''.

Czasem może się zdarzyć, że krzywa momentów przecina oś i bardzo stromo (punkt i_1) (rys. 3), ale potem spółczynnik kierunkowy gwałtownie maleje. W ten sposób mamy dla kąta równowagi i_1 bardzo duże μ, ale jest to zadawalające tylko dla małych wychyleń. Przy większej zmianie kąta natarcia przyrost momentu dyrekcyjnego może być zupełnie niewystarczający.

Tu dochodzimy do punktu zasadniczego; gdy głębiej pomyślimy nad tem, dojdziemy do przekonania, że stosunek $\mu = \frac{dc_M}{d\,i}$ nie zawsze jest odpowiednią miarą stateczności statycznej samolotu. Dlatego zaproponujemy poniżej pewną inną umowę, zawierającą jednak pewne cechy związane z ruchem samolotu, a więc wiążącą się ze statecznością dynamiczną.

Ograniczmy się do kątów natarcia, mających znaczenie w praktyce lotniczej. Będą to kąty od mniejwięcej — 10° do $+25^\circ$. Uderzenie pionowe wiatru może spowodować tem większą zmianę kąta natarcia, im wolniej samolot leci. Praktycznie dla prędkości lotu około 50 *m/sek* i uderzenia pionowego około 10 *m/sek*, Δi wynosi około 10°. Jeżeli krzywe mają ten charakter, jak na rys. 2, wartość spółczynnika stateczności $\mu = \frac{dc_M}{d\,i}$ zmienia się niewiele, w zakresie 10 do 15°, jakie mogą wystąpić skutkiem pionowych ruchów atmosfery.

Inaczej ma się rzecz, gdy krzywa ma przebieg, jak na rys. 3. W punkcie i_1 wartość μ_1 jest bardzo duża, ale potem spółczynnik w części lewej krzywej maleje i przybiera nawet wartość ujemną, a w prawo zmienia się również znacznie, przez co stosunek $\frac{\Delta M_G}{\Delta i}$ bardzo maleje.



Rys. 4.

Dlatego zapytajmy jaka praca jest potrzebna do wychylenia samolotu z położenia równowagi, bądź to w zakresie kątów mogących się praktycznie zmienić (10 do 15°) badź to aż do przeprowadzenia punktu i_1 do i'_1, gdy taki punkt nierównowagi na wykresie istnieje. Praca elementarna

$$dL = Md i = c_M \, Sq \, l di = Sq \, l dA \quad . \quad . \quad (4)$$

a więc praca całkowita wyraża się całą powierzchnią zawartą między krzywą o osią odciętych mnożoną przez czynnik (Sq l) Zatem praca „równowagi" (chodzi o jej bezwzględną wartość) potrzebna do wychylenia samolotu o pewien kąt natarcia

$$L_{i_1}^{i'_1} = Sq \, l \int_{i_1}^{i'_1} c_M \, di = Sq \, l \, A \quad . \quad . \quad (4a)$$

Może ona być miarą stateczności samolotu. Pole A możemy zastąpić prostokątem o podstawie $\Delta i = i_1 - i'_1$ i odpowiedniej wysokości Δc_M, którą możemy znaleźć planimetrując pole A (oczywiście chodzi o bezwzględną wartość pola).

$$\Delta c_M = \frac{A}{\Delta i} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Możemy zapytać o średni spółczynnik równowagi statycznej w pewnym zakresie kątów.

$$\left(\mu_{śr}\right)_{i_1}^{i'_1} = \left(\frac{\Delta c_M}{\Delta i}\right)_{i_1}^{i'_1} = \left(\frac{A}{\Delta i^2}\right)_{i_1}^{i'_1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Widzimy, że $\Delta c_M \, Sq \, l = L_1$ oznacza średnią pracę potrzebną do wychylenia samolotu o jeden stopień, zatem bądź to L_1 bądź nawet Δc_M może nam dać również pojęcie o zachowaniu się samolotu. Możemy również z łatwością zauważyć, że gdy $\mu_{śr}$ ma wartość dodatnią, samolot jest stateczny.

Niech samolot posiada wobec osi przechodzącej przez środek ciężkości G, prostopadle do płaszczyzny symetrji, moment bezwładności

$$I = \frac{Q}{g} k^2$$

gdzie Q oznacza ciężar samolotu, k — ramię bezwładności.

Wprowadźmy tu następujące fikcyjne doświadczenie myślowe. Nie troszczymy się o zmianę sił aerodynamicznych, wywołanych obrotem samolotu dokoła środka ciężkości, ani zmianą toru środka ciężkości, wywołaną temi siłami. Zaniedbujemy też tłumienie, jakie musi powstać przy tego rodzaju obrocie.

Jeżeli przy tych założeniach wyobrazimy sobie, że samolot z pewnego kąta i_x wraca do położenia równowagi pod wpływem momentu dyrekcyjnego, praca tego momentu musi się zamienić w energję kinetyczną. Jeżeli prędkość kątową w chwili osiągnięcia kąta natarcia i_1 nazwiemy przez ω_1 jak wiemy z mechaniki energja kinetyczna

$$E = \frac{1}{2} I \omega_1^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Pozatem mechanika daje nam jeszcze związek

$$M = I \frac{d\omega}{dt} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Energja kinetyczna równa się pracy określonej przez (4 a), więc

$$\frac{1}{2} I \omega_1^2 = Sq \, l \, A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Zamiast operować w (8) momentem aerodynamicznym zmieniającym się z kątem natarcia, możemy wprowadzić moment aerodynamiczny średni.

$$M_{śr} = \Delta c_M \, Sq \, l$$

gdzie Δc_M określa (5), więc

$$M_{śr} = \frac{A}{\Delta i} Sq \, l \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

co z uwzględnieniem (5) wstawione w (10) daje

$$\frac{A}{\Delta i} Sq \, l = \left(\Delta c_M\right)_{i_1}^{i'_1} Sq \, l = I \frac{d\omega}{dt} \quad . \quad . \quad (11)$$

Możemy jako miarę stateczności przyjąć fikcyjną wartość ω_1 jaką osiągnąłby samolot przy przejściu od wartości i'_1 do wartości i_1 obliczając ją z (9).

$$\left(\omega_1\right)_{i_1}^{i'_1} = \sqrt{\frac{A}{I} 2 \, Sq \, l} =$$

$$= \sqrt{\frac{(\Delta c_M \Delta i)_{i_1}^{i'_1}}{I} 2 \, Sq \, l} \quad . \quad . \quad (12)$$

Moglibyśmy również jako miarę obrać czas potrzebny pod powyżej wymienionemi założeniami dla przejścia od kąta i'_1 do kąta i_1. Równanie (11) daje

$$dt = \Delta i \frac{I}{ASq \, l} d\omega$$

skąd

$$\left(t\right)_{i_1}^{i'_1} = \Delta i \frac{I}{ASq \, l} \int_0^{\omega_1} d\omega = \Delta i \frac{I}{ASq \, l} \left(\omega_1\right)_{i_1}^{i'_1} \quad . \quad (13)$$

a podstawiając za ω_1 wartość (12) mamy w związku z (10) i (6)

$$\left(t \right)_{i_1}^{i'_1} = \sqrt{\frac{2\Delta i^2 \, l}{A S q \, l}} = \sqrt{\frac{2 \, \Delta i \quad l}{\Delta \, c_M \, S q \, l}} =$$

$$= \sqrt{\frac{2 \quad l}{\mu_{śr} \; S q \, l}} = \sqrt{2 \, \Delta i \frac{l}{M_{śr}}} \quad . \quad . \quad (14)$$

Jeżeli punktu nierównowagi jak i'_1 na rys. 3 niema, a wykres ma przebieg jak na rys. 2, należy wprowadzić ograniczenia pól zapomocą przyrostu kąta Δi określonego umową (naprzykład 5, 10, 15°), a mającego znaczenie praktyczne ze względu na uderzenie pionowe wiatru. Możemy również Δi określić jako $\left(\text{arc tg} \frac{10}{v}\right)$ gdzie v jest prędkością lotu poziomego w m/sek, zaś 10 m/sek oznacza przyjętą maksymalną prędkość prądu pionowego.

Jasnem jest, że tylko w wyjątkowych wypadkach, pole nad i pod osią, którym odpowiada opuszczanie lub zadzieranie głowy samolotu, będą mniejwięcej te same. Gdy różnice mają znaczenie praktyczne, należałoby obie wartości obliczyć. Co do sposobu ich pisania, to proponowalibyśmy pisanie odnośnych wartości ogólnych z 3 znaczkami; środkowy odnosiłby się punktu równowagi, górny do maksymalnego, dolny do minimalnego kąta, zaś wartości szczegółowe nad sobą, np.

$$\left(\mu_{śr} \right)\begin{matrix}15\\5\\-5\end{matrix} = \left(\begin{matrix}. \; . \; .\\ \\. \; . \; .\end{matrix} \right)\begin{matrix}15\\5\\-5\end{matrix} \text{ lub } \left(t \right)\begin{matrix}15\\5\\-5\end{matrix} = \left(\begin{matrix}. \; . \; .\\ \\. \; . \; .\end{matrix} \right)\begin{matrix}15\\5\\-5\end{matrix}$$

co oznacza wartości od kąta natarcia równowagi 5 do kąta 15° i od tegoż kąta do kąta — 5°.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJI SKORUPOWEJ

Prof. Dr. Inż. H. WAGNER

Tłomaczone z oryginału p. t. „Übersicht über die Festigkeitsprobleme des Schalenbaues", Luftwissen, Bd. 2 (1935) Nr. 10 przez inż. R. Rękawka.

Poraz pierwszy została zastosowana blacha na pokrycie w wodnosamolotach. Używano wtedy blachy tak grubej, że napewno posiadała dostateczną wytrzymałość.

Nowością był projekt Junkersa, który w 1915 r. przedstawił to co dzisiaj nazywamy „skorupą", t. j. element wykonany z cienkiej blachy, o kształcie wygiętym, stanowiący jednocześnie pokrycie i element pracujący wytrzymałościowo w konstrukcji samolotu. Fałdowaniu blachy miały zapobiegać przypojone do niej cienkie również blaszane paski.

Inny rodzaj konstrukcji opiera się na stwierdzonym fakcie, że cienkie pokrycie blaszane

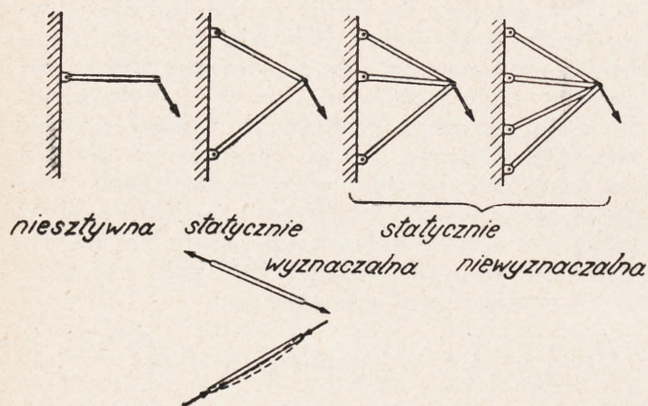


Rys. 1. Fałdy utworzone podczas próby na cienkiej ściance dźwigara.

może się pofałdować, a mimo to stanowi mocny element konstrukcyjny, pod warunkiem, że usztywnienia zostaną dobrane w sposób właściwy. Na rys. 1 przedstawiony jest element poddany próbie. Na cienkiej blasze utworzyły się płytkie fałdy. Jeśli usztywnienia są powiązane między sobą, to można otrzymać b. dużą wytrzymałość. Sposób obliczenia takiej konstrukcji jest zupełnie analogiczny do obliczenia kratownicy.

Główne własności kratownicy można odnaleźć i w skorupie. Kratownica składa się z prętów i może przenosić siłę rozciągającą lub ściskającą (patrz rys. 2).

W skorupie będzie chodziło o określenie, jaką siłę przenosi dany element. Pojedyńczy pręt, umocowany przegubowo jednym końcem, może przenosić siły tylko w kierunku swej osi; taka „kratownica" nie nadaje się do konstrukcji lotniczej. Niesztywne skorupy są również nieodpowiednie dla celów konstrukcyjnych, ale nieraz były budowane. Jeśli połączymy ze sobą wolne końce dwóch prętów umocowanych przegubowo, to będą one mogły przenosić siły o wielu kierunkach. Taką kratownicę nazywamy statycznie wyznaczalną; obciążenia prętów można wyznaczyć bez trudności. Jeśli połączymy ze sobą końce trzech prętów, to otrzymamy kratownicę statycznie niewyznaczalną; kratownica ta jest mocna, ale trudno jest wyznaczyć siły w prętach.



Rys. 2. Rodzaje kratownic.

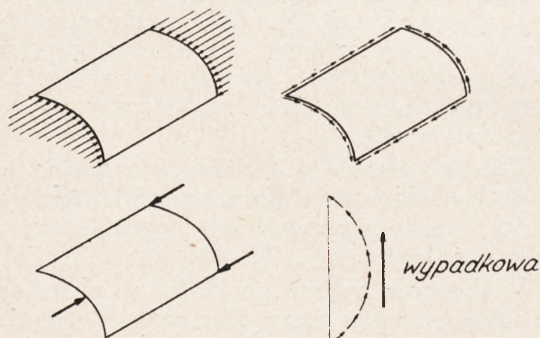
W stosunku do konstrukcji skorupowej należy wyjaśnić następujące zagadnienia:

1) Jakie siły może przenieść dany element?

2) Jaką należy dać budowę skorupie, aby nie była niedosztywnioną, a statycznie wyznaczalną?

3) Jak określić rozkład obciążeń w skorupie w ważnych przypadkach?

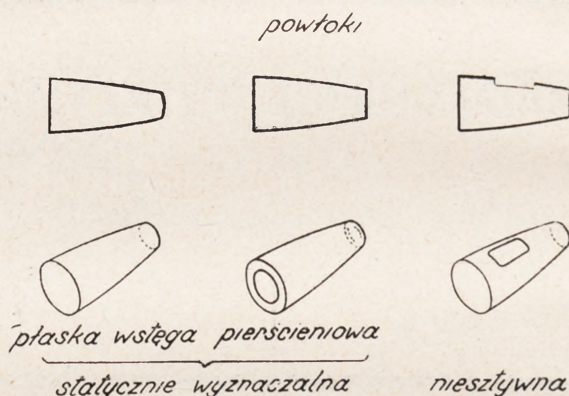
Element skorupy przedstawiony na rys. 3 jest wogóle niesztywny, może być dowolnie zginany albo przeginany. A więc element skorupy nie może przenosić każdej siły, a w szczególności takiej siły podłużnej, która nie spotyka reakcji bezpośrednio na swej linji



Rys. 3. Równowaga sił przyłożonych do cylindrycznego elementu skorupy.

działania. Element taki nie może przenosić siły podłużnej w kierunku krzywizny, — kształt jego zmieniłby się. Gdyby do elementu skorupy dobudować pierścienie to musiałyby one powyginać się; zostałyby spłaszczone. Wyznaczenie ugięć pierścieni pod określonemi obciążeniami należy do zasadniczych zagadnień konstrukcji skorupowej. Skorupa może przenosić tylko siły, które działają ściśle naprzeciwko siebie. Oprócz tego skorupa może jeszcze przenosić ścinanie. Jeśli wzdłuż wszystkich boków elementu przyłożone są równe siły, to skorupa nie zmienia krzywizny, ale pozostaje w równowadze.

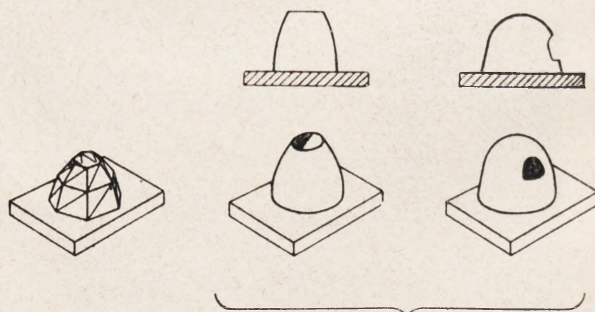
Następnem zagadnieniem jest: jak należy zbudować skorupę, aby była statycznie wyznaczalną, t. j. aby nie była niedosztywnioną? Istnieje jedno b. proste prawidło, które wiele wyjaśnia: każda całkowita powłoka, każda skorupa okrywająca całkowicie pewną przestrzeń jest skorupą statycznie wyznaczalną, np. powierzchnia kuli albo sześcianu. Do tego dochodzi pewna osobliwość: w płaskich ścianach mogą być wycięcia, ale nie w krzywych (patrz rys. 4)! A więc w ścianach końcowych cylindra można dać wycięcia i taki cylinder będzie statycznie wyznaczalny. Wycięcie zaś w ścianie cylindrycznej sprawi, że skorupa będzie niedosztywnioną.



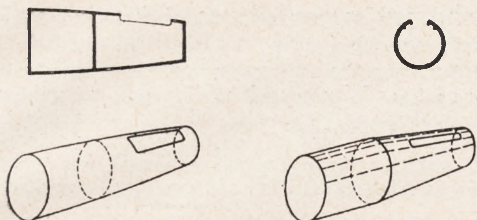
Rys. 4. Skorupy z wycięciami.

Z nauki o kratownicach można wyciągnąć wniosek — ale nie można dowieść jego słuszności — że każda skorupa, stojąca na podstawie sztywnej samej przez się, może mieć wycięcie. Skorupa taka jest statycznie wyznaczalną (patrz rys. 5).

Na rys. 6 pokazano skorupę statycznie wyznaczalną z jednem wycięciem. Skorupa ta jest prawdopodobnie stateczną, jednakże przy obciążeniu naprężenia wzrastają tak dalece, że ma ona tendencję do stania się praktycznie niesztywną. Można ją usztywnić za pomocą



Rys. 5. Skorupy z wycięciami na podstawach.

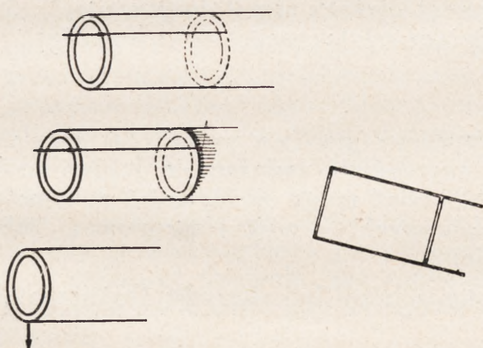


statycznie wyznaczalna ? statycznie wyznaczalna

Rys. 6. Skorupy z wycięciami i z odcinkami statystycznie wyznaczalnemi.

dwóch prętów, biegnących na całej długości skorupy i przechodzących przy obu brzegach wycięcia. W skorupach, których ściany podłużne są krzywe (beczkowate), należy takie usztywnienia wykonywać b. starannie, gdyż pręty krzywe nie mogą przenosić zbyt wielkich sił.

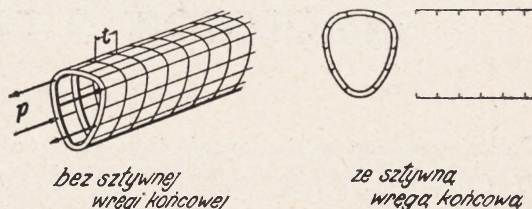
Główne trudności w konstrukcji skorup występują wtedy, gdy musimy przenieść na skorupę siły zewnętrzne, np. pochodzące od silnika, albo od skrzydeł na kadłub. Najprostszem jest takie przeniesienie w przypadku siły podłużnej działającej na skorupę cylindryczną. Wykonywa się wtedy zakończenie skorupy jako konstrukcję statycznie wyznaczalną, dając dwa pierścienie sztywne na zginanie, a między niemi pręt podłużny. Zakończenie to może być obliczone przy założeniu siły podłużnej i linjowego rozkładu obciążeń (patrz rys. 7).



Rys. 7. Wprowadzanie sił podłużnych i poprzecznych.

Na rys. 8 pokazano skorupę cylindryczną o przekroju dowolnym, ale stałym na całej długości. Na końcu tej skorupy przyłożone jest obciążenie. Ciekawym tu jest nie taki przypadek, kiedy skorupa jest równomiernie ściskana albo zginąna, ale taki, gdy przyłożone są nierównomiernie pojedyńcze siły, nie dające wypadkowej. Obciążenie pochodzące od siły pozostającej nazwiemy obciążeniem „zakłócającem" („Störbelastung").

Zagadnienie takie wygląda na bardzo skomplikowane, ale wykażemy tu, że mimo to można dojść do przejrzystych wyników. Można je wyprowadzić na podstawie pracy odkształcenia. Wyobraźmy sobie, że ściskamy sprężynę. Wykonywana praca wzrasta z objętością sprężyny — im większa jest objętość, tem więcej pracy można w niej zgromadzić. Pozatem praca wzrasta proporcjonalnie do kwadratu naprężenia σ, któremu ulega materjał. A zatem, jeśli wiemy, jaka jest objętość, to możemy określić pracę.



Rys. 8. Wprowadzanie sił podłużnych i poprzecznych na skorupę cylindryczną.

Znamy zatem naprężenia wywołane przez „obciążenie zakłócające". Teraz stawiamy sobie ważne pytanie, w jakiej odległości od punktu zaczepienia siły ustaje działanie tego obciążenia; do tego bowiem miejsca należy doprowadzić profile uszywniające. Za tem miejscem możemy umieścić wykrój — np. na siedzenie pilota. Odległość tę nazywamy „odległością zanikania" zakłócenia. Wielkość jej można podać za pomocą prostego wzoru.

Jeśli dane jest obciążenie zakłócające i znana jest objętość pierścienia, to można obliczyć pracę odkształcenia; albo też, gdy znany jest ciężar pierścienia, to może być podany ciężar elementów przenoszących siły podłużne. Jeżeli przytem na końcu zastosujemy sztywną wręgę, to wymagany ciężar pierścienia będzie wynosił conajwyżej 0,104 ciężaru pierścienia wymaganego przy ramie niesztywnej.

Następnem pytaniem będzie: kiedy cylinder cienkościenny fałduje się pod działaniem obciążenia ściskającego, przyłożonego na końcach tego cylindra? Zagadnienie to było badane doświadczalnie i znaleziono, że fałdowanie następuje przy naprężeniu $\sigma = 0{,}3 . Es/r$, gdzie oznacza: s — grubość blachy, r — promień cylindra. Wykonane później obliczenia dały wynik $\sigma = 0{,}6 . Es/r$, a więc dokładnie dwa razy więcej, niż wynikło z doświadczenia. Donnel (St. Zjedn.) wykazał, że różnica ta jest wywołana drobnemi niedokładnościami w wykonaniu okrągłych cylindrów. Dalej starano się określić wytrzymałość na wyboczenie skorup usztywnionych. Otrzymano wyniki jednoznaczne: usztywnienie skorupy w jednym tylko kierunku nie daje żadnych korzyści; natomiast usztywnienie w dwóch kierunkach jest bardzo korzystne.

Krótko tylko zaznaczymy dalsze zagadnienia z zakresu konstrukcji skorupowych: określenie wytrzymałości na wyboczenie skorup niepełnych; jakie jest najmniejsze obciążenie ściskające dla którego należy już skorupę usztywnić. Niewyjaśnione są dotychczas następujące zagadnienia: wytrzymałość blach giętych; wytrzymałość na ścinanie cylindrów usztywnionych i t. p.

Errata: W napisach pod rysunkami należy wprowadzić następując poprawki: Rys. 4 — zamiast „wstęga" powinno być „wręga", napis „płaska wręga pierścieniowa" dotyczy jedynie powłoki środkowej. Rys. 5 — zamiast „wyznaczalna?" powinno być „wyznaczalne?".

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE I POKREWNE SAMOLOTÓW O DUŻYCH SZYBKOŚCIACH

Inż. G. MAGALDI

Poniżej podajemy w streszczeniu tłomaczenie części artykułu inż. G. Magaldi p. t. „Lotnictwo cywilne o dużej szybkości" (L'Aerotecnica 1935r Nr. 7—8), w którym autor opisuje cały szereg prototypów szybkich samolotów komunikacyjnych zbudowanych ostatnio we Włoszech, i omawia nowe zagadnienia konstrukcyjne, wynikające z zastosowania dużych szybkości przy zachowaniu dostatecznego bezpieczeństwa. W szczególności uwydatnia autor rolę władz kontrolujących w opanowaniu metod bądź badania bądź zapewnienia pewności konstrukcyjnej (przyp. red.).

Nagły niemal wzrost szybkości przelotowej samolotów używanych lub mających wejść w użycie na linjach w latach 1934-35 z około 200 do około 300 km/godz jest połączony z niektóremi udoskonaleniami konstrukcyjnemi, jak użyciem urządzeń do zwiększenia nośności dla podołania zwiększonym obciążeniom powierzchniowym, silników wysokościowych i śmigieł o skoku nastawnym. Oprócz tego jednak zwiększenie szybkości postawiło konstruktorom szereg ważnych zagadnień, dotyczących bądź wytrzymałości bądź sztywności konstrukcji, o czem poniżej będzie mowa.

Bolesne wypadki, które wydarzyły się zagranicą, wywołały wśród publiczności pewien niepokój jak również wątpliwości, nawet u techników, co do odporności szybkich samolotów, a szczególnie co do wytrzymałości ich konstrukcji. Wychodząc z założenia, że wymagania dużych szybkości od niedawna stawia się samolotom cywilnym, które, o ile nie należą do kategorji akrobacyjnej, nie mają takiej wytrzymałości, jak samoloty myśliwskie, które do niedawna miały monopol na dużą szybkość, wszczęto alarm, zarzucając im niedostateczną wytrzymałość; bardziej szczegółowe zbadanie różnych wypadków zerwania w locie, które się niestety wydarzyły, oraz studjum teoretyczne i doświadczalne towarzyszących tym wypadkom okoliczności pozwoliły na rozróżnienie kilku kategorji zjawisk, które, jeżeli nie zostały jeszcze całkowicie wyjaśnione pod względem powstania i sposobu działania, są już dostatecznie znane co do ważności i skutków.

Przy opracowaniu swych norm dla prób statycznych (t. j. przepisów wytrzymałości — przyp. tłom.), R.I.N.A. [1]) musiał więc zająć się temi zjawiskami; ich studjum, przynajmniej w zakresie oznaczenia rodzajów wysiłków, wywołanych w częściach zespołu, pozwoli na oddzielne określenie ich rozmaitych oddziaływań, jak również ewentualnych pod tym względem braków konstrukcji lotniczych, a stąd niezbędnych środków ostrożności i prób, które należy przeprowadzić.

Wydaje mi się dlatego niesłuszne przypuszczenie, że proste wzmocnienie wystarczy dla usunięcia wszelkiego niebezpieczeństwa. Należy natomiast pokrótce omówić różne przyczyny wypadków, pośrednio lub bezpośrednio związane z wysoką szybkością, rolę, jaką mogą odegrać, i środki zaradcze, chociażby tylko empiryczne; zobaczyć wreszcie, czy i w jakim stopniu trzeba uciec się do ogólnego zwiększenia wytrzymałości, godząc się na stosunkowy wzrost ciężaru samolotu pustego (i obniżenie ciężaru użytecznego) oraz kosztów.

***

Przyczyny możliwe wypadków zerwania w locie, szczególnie związane z dużemi szybkościami — choć mogą nieraz zajść w samolotach powolniejszych — można zgrupować, jak następuje:

drgania lotek lub skrzydła (battimenti, flutter)

drgania ogona (wstrząśnienia, scuotimenti, buffeting)

drgania anormalne (wibracje)

osiągnięcie szybkości krytycznej

zerwanie pasów pokrycia skrzydłowego

nagłe podmuchy (burzliwa atmosfera)

Takie wyszczególnienie wystarcza, aby zrozumieć, dlaczego środki, mające zapobiec skutkom niektórych tych zjawisk, nie mogą służyć przeciwko innym, a także jak ogólne

[1]) Registro Italiano Navale ed Aeronautico (regestr włoski morski i lotniczy), instytucja, odpowiadająca we Włoszech biuru Veritas.

wzmocnienie może okazać się zbyteczne, a nawet czasem szkodliwe, naprzykład przeciwko wibracjom lub zerwaniu pokrycia skrzydłowego, jeżeli jednego i drugiego nie uniknie się roztropnie specjalnemi sposobami konstrukcyjnemi.

Obszerne badania zjawiska „flutter" wykonano w różnych krajach; wynikiem ich był przepis, po raz pierwszy zastosowany w Anglji, statycznego wyważenia lotek. Wydaje się, że późniejsze badania wskazały na celowość, przynajmniej dla skrzydeł wiotkich lub dla szybkości bardzo znacznych, lekkiego wysunięcia do przodu osi środków ciężkości w stosunku do osi zawiasowej; w każdym razie przepis wyważenia statycznego jest przyjęty coraz ogólniej, a komitet techniczny A.I.R. (Aircraft International Register), którego R. I. N. A. jest członkiem założycielem, przyjął go dla klasyfikacji przez stowarzyszone regestry dla samolotów o szybkości maksymalnej ponad 200 km/godz.

Inną radą, choć jeszcze nie obowiązującą, którą dajemy konstruktorom w wypadku lotek dosyć długich, nie podzielonych na dwa odcinki i posiadających więcej niż dwie zawiasy, jest aby pozwolić na przesunięcie jednej zawiasy w stosunku do obu sąsiednich (lub odwrotnie) aby nadmierna sztywność nie wywołała wybijania się lub nawet złamania, gdy skrzydło ulega częstym i szybkim ugięciom.

W wypadku zaś usterzenia poziomego wiadomo, iż przyczynę „buffeting" przypisać należy zjawiskom cienia aerodynamicznego i zaburzeń wirowych w strudze, które to zjawiska są wciąż przedmiotem badań i doświadczeń po bolesnym wypadku Junkersa F13 w Meopham w lipcu 1931 r. Środki mające temu zapobiec są przeważnie natury aerodynamicznej, jak duże przejścia między skrzydłem i kadłubem, oparte na studjach, na doświadczeniach konstruktorów, jako też na próbach wstępnych. Kompensacja statyczna steru jest również zalecona — i okazała się skuteczna w wypadkach, gdy ją wprowadzono po próbach w locie — ponieważ pozwala na uniknięcie lub zmniejszenie rezonansu, gdy na ogonie powstają drgania.

W czasie prób w locie prototypów, szczególnie szybkich, przeprowadza się metodycznie w różnych stanach lotu na różnych obrotach poszczególnych silników (jeżeli ich jest kilka) i przy różnych zwrotach cały szereg sprawdzeń, aby wykryć nawet początki wstrząśnień, które przy pewnem doświadczeniu sprawdzającego personelu można w każdym wypadku zaliczyć do znośnych względnie niebezpiecznych, i w ostatnim wypadku zapobiec im.

Jest to metoda empiryczna ze względu na to, że teoretycznie zagadnienie nie zostało jeszcze dostatecznie rozwiązane; w samolotach znanych pozwoliła ona na osiągnięcie bezpieczeństwa, niemal absolutnego przez dodanie skrzyżowań lub usztywnień lub dzięki przesunięciu okuć, zastrzałów czy też zmianie samej powierzchni usterzeń, zależnie od wypadku.

**
*

Zagadnienie drgań, jeżeli je rozpatrywać w całej swej ogólności, obejmuje zarówno zagadnienia „flutter" i „buffeting", jak i szybkości krytycznej; w celu lepszego rozdzielenia różnych ich aspektów w zależności od miejsca działania i od przyczyny każdego z tych zjawisk omówię tu tylko drgania (wibracje), wywołane przez zespoły napędowe lub też przyczyny aerodynamiczne, częstsze przy większych szybkościach, nieobjęte omówionemi już przypadkami.

Także tak ograniczone, zjawisko „wibracji" trudno daje się przewidzieć nietylko zapomocą teorji ale też przez odniesienie się do konstrukcji podobnych i prób wstępnych. W jeszcze większym stopniu, niż „buffeting", można je naogół oznaczyć tylko przez dokładne próby w locie; także uprzednie wyznaczenie, praktykowane w Niemczech, okresów własnych drgań konstrukcji zapomocą prób na samolocie zawieszonym, nie może jak dotychczas dać dokładnych przewidywań co do rezonansów możliwych w locie. Metoda ta jest jednak polecenia godna, gdyż powtórzone porównania między wynikami tych prób a spostrzeżeniami w locie, które naturalnie trzebaby zawsze odnieść do powyższych prób, utworzą w końcu cenny materjał dokumentacyjny.

Przy tym stanie rzeczy władze kontrolujące ograniczają się do przepisania surowego poszukiwania i usunięcia anormalnych wibracji. Co do sposobów uniknięcia ich (co jest związane z doświadczeniem konstruktorów) albo usunięcia, gdy ujawniły się przy próbach w locie, praktyka dzisiejsza podaje głównie amortyzację zaczepienia silników i ich łóż, oraz różnych części, jak chłodnice, zbiorniki, przewody; dokładne dopasowanie poszczególnych części konstrukcji; obniżenie jednostkowego ciężaru pracy dla elementów konstrukcji i innych części najbardziej narażonych na wibracje, wreszcie, w wypadkach, gdy nadmierna sztywność sprzyja wibracjom, ulżenie tych części tak, aby je uczynić bardziej wiotkiemi lub aby straciły rezonans z drganiami wzbudzającemi (rozstrojenie).

Jako przepis dodatkowy, ważniejszy od innych dla eksploatacji, poleca się, aby części, mogące ulegać drganiom, były łatwo dostępne dla inspekcji; można nawet poddać myśl użycia elementów specjalnych, służących do wykrycia wibracji, które dawałyby się łatwo demontować i zastąpić, gdyż poddane próbie mogłyby w ten sposób ujawnić skutki największych sił, na które były wystawione.

**
*

Z wzrostem szybkości maksymalnej, zagadnienie określenia szybkości krytycznej dla każdego typu samolotu nabrało znaczenia pierwszorzędnego; choć metody tego określenia są przybliżone, najważniejsze jest, aby rząd wielkości szybkości krytycznej, przy osiągnięciu której zniszczenie konstrukcji następuje w sposób nagły, był możliwie jaknajbardziej oddalony od maksymalnej szybkości poziomej.

W tym celu niedawno opracowane zmiany przepisów C. I. N. A. dotyczących wydania świadectwa sprawności technicznej, które będą zaproponowane do przyjęcia na plenum 23-ej sesji C. I. N . A., przepisują w trzecim wypadku lotu szybkość o 30% większą od maksymalnej szybkości poziomej dla samolotu o ciężarze całkowitym ponad 5000 kg (aż do 40% dla wagi poniżej 1000 kg); jest oczywiste, że szybkość krytyczna nie powinna być mniejsza od szybkości tak przyjętej, a więc powinna być dostatecznie oddalona nietylko od maksymalnej szybkości poziomej ale także od szybkości dopuszczalnej lotu ślizgowego, którą naprzykład A. I. R. określa jako o 20% większą od maksymalnej poziomej.

W szybkich samolotach włoskich widoczna jest dbałość konstruktorów o uzyskanie najlepszego zabezpieczenia przeciw niestateczności skrętnej płatów — naogół jednopłatów wolnonośnych — zapomocą wysunięcia do przodu osi elastycznej, wysokiej sztywności na skręcenie, jako też wyboru odpowiednich profilów skrzydłowych.

Można też zwrócić uwagę na fakt, że we wszystkich prawie tych samolotach zastosowano konstrukcję trójdźwigarową, w której na zginanie pracuje główny dźwigar środkowy, podczas gdy pozostałe, stanowiące zwykłe ścianki zamykające keson usztywniony pokryciem (z blachy lub sklejki)) pracują na skręcenie. Tendencja ta przypomina mi studjum, które przedstawiłem na dorocznym kongresie Associazione Aeronautica Italiana (październik 1928 rok) pod tytułem „Zagadnienia konstrukcyjne jednopłatów metalowych", w którym właśnie zalecałem stosowanie środkowego dźwigara głównego i uważałem dwa pozostałe za pomocnicze, stanowiące przedewszystkiem ścianki kesonu.

Można jeszcze przewidzieć, że dla polepszenia stateczności konstrukcyjnej skrzydeł uwydatni się w przyszłości tendencja, aby z dwóch dźwigarów pomocniczych uprzywilejować przedni, aby w ten sposób przesunąć oś elastyczną bardziej do przodu tak, że konstrukcja trójdźwigarowa zbliży się, a może i zleje się wkońcu z jednodźwigarową, gdy kompleksy pracujące na zginanie i skręcanie skoncentrują się w pierwszym i drugim dźwigarze, które utworzą z pokryciem keson o osi sprężystej bardzo wysuniętej do przodu na cięciwie skrzydła, przyczem trzecia podłużnica odpadnie prawie.

***

Zerwanie pasów pokrycia skrzydłowego było w niektórych katastrofach pierwszą przyczyną, lub conajmniej czynnikiem pogarszającym wypadku. Znaczna zmiana opływu na górnej otwartej stronie skrzydła i siły o wielkości i kierunku nieprzewidzianym działające na przylegające części pokrycia i struktury wewnętrznej, łatwo tłomaczą gwałtowne zniszczenie całych partji pokrycia i poważne skutki wypadku.

W samolotach szybkich zjawisko to jest szczególnie niebezpieczne z powodu znacznych wartości lokalnych podciśnienia aerodynamicznego (depresji), jakie mogą zajść na krawędzi natarcia i przylegających do niej bezpośrednio częściach strony górnej, i to tem bardziej, że wpływ ten pogarsza się przez wyraźne ugięcia lub skręcenia skrzydła, drgania, wibracje lokalne wskutek pęknięć sklejki lub wypadnięcia gwoździ czy nitów, które stanowią niebezpieczny początek zerwania pokrycia.

Przed wprowadzeniem wielkich szybkości w lotnictwie przepisy prób przewidywały tylko wartości stosunkowo skromne dla lokalnych obciążeń aerodynamicznych i nie określały sposobu przeprowadzenia prób.

Dopiero w połowie roku ubiegłego (t. j. 1934) dodatkowy przepis do włoskiego „Regolamento per il collaudo statico dei velivoli" ustalił, że dla obliczeń i prób statycznych samolotów cywilnych należy przyjmować maksymalną wartość niszczącą depresji na krawędzi natarcia równą

$$p = -\frac{V}{100} n \frac{Q}{S}$$

gdzie $\frac{Q}{S}$ jest średniem obciążeniem powierzchni nośnej, n — spółczynnikiem obciążenia łamiącego samolotu, a V szybkością maksymalną na wysokości zero. Wzdłuż cięciwy wielkość depresji przyjmuje się linjowo zmienną do $\frac{1}{2}$ p między krawędzią natarcia a punktem położonym w 20% cięciwy; od tego punktu do krawędzi spływu — od wartości $\frac{1}{2}$ p do zera.

Dokładne sprawdzenia przy współpracy profesora Panettiego dały pewność, że w praktyce powyższa wartość p nie zostanie osiągnięta i że wobec tego pokrycie na tę wartość przeliczone nie zawiedzie.

Zarzucano temu wymaganiu, że jest wygórowane, ale ponieważ konstruktorzy starają się osiągnąć doskonałą stateczność pokrycia i ponieważ dotychczasowe próby wykonane na nowszych prototypach szybkich dowiodły, że wytrzymałość normalnych pokryć dobrze związanych w sobie i ze strukturą skrzydła jest wyższa od wyżej wymaganej, lepiej tej wytrzymałości już nie zmniejszać, także w tym celu, aby w ten sposób zapewnić pewien nadmiar,

zabezpieczający przed ewentualnemi osłabieniami lokalnemi sklejek lub ich połączeń, któreby mogły ujść uwagi przy oględzinach zewnętrznych.

Sposoby przeprowadzenia prób, obmyślone i wypróbowane przez nas w ubiegłym roku a następnie wprowadzone do przepisów, polegają na poddaniu odcinków skrzydła odwróconych grzbietem do dołu i pozbawionych spodniego pokrycia obciążeniu trapezowemu, działającemu jedynie na pokrycie od wewnątrz; jednocześnie poddaje się podłużnice odkształceniu takiemu, jak przy skręcaniu, aby wprowadzić do próby okoliczność pogarszającą obciążenie normalne. Gdy na to pozwala szczelność krawędzi natarcia lub przestrzeni pomiędzy dźwigarami, wykonuje się próbę pod ciśnieniem powietrza lub hydraulicznem, wzmacniając do próby żebra szczelne na końcach odcinka skrzydłowego i, tam gdzie trzeba, pokrycie spodu, dla którego obciążenie od wewnątrz nie jest miarodajne.

**
*

Co do obciążeń, wywołanych podmuchami, nie będę się wdawał w studjum istoty tych ostatnich i zajmę się tylko ich oddziaływaniem na samolot, pomijając wtórne ich działanie na stery (które wywołują drgania, o których była mowa wyżej), nagłą zmianę cyrkulacji dokoła płata i temu podobne zjawiska towarzyszące.

Podmuch, który będziemy rozpatrywać, a o którym mówią różne przepisy, nazwany przez Volmerange'a „geometrycznym", jest prostolinijnym i nagłym; szybkość tego podmuchu składa się z szybkością ruchu względnego powietrza i zmienia nagle kąt natarcia samolotu. Praktycznie więc biorąc, dla podmuchów wznoszących pionowych mamy ten sam przypadek, co w „nagłem wyrwaniu", choć w nieco odmiennych okolicznościach, a nadewszystko z tą zasadniczą różnicą, że wyrwanie zawsze jest wykonane i sterowane przez pilota, podczas kiedy podmuch jest zjawiskiem niezależnem i zewnętrznem.

Obciążenie tak wywołane sprowadza się więc do działania przyśpieszenia, które tak się ma do przyśpieszenia ziemskiego, jak spółczynnik nośności po podmuchu do spółczynnika tego w locie normalnym.

Prawdopodobnie w praktyce podmuch nie wystąpi tak nagle, przez co obciążenie się zmniejszy; ponieważ jednak inne wyżej wspomniane zjawiska towarzyszące mogą je zwiększyć, wpływy te albo się zniosą albo dadzą różnicę, którą w pierwszym przybliżeniu będzie można pominąć. Badaniem tych zjawisk zajmuje się obecnie gen. Crocco, i należy się spodziewać, że wyniki jego niebawem dostarczą R. I. N. A. i światowi lotniczemu ważnych elementów do wyrobienia sobie poglądu na tak nowy przedmiot. Analogja z wyrwaniem sprowadza badanie obciążeń podmuchu do ustalenia wielokrotności ciężaru dopuszczalnej dla samolotu w podobny sposób, jak przepisy obliczeń i prób statycznych określają spółczynnik dopuszczalny dla wyrwania w pierwszym wypadku lotu. Wymaga to przedewszystkiem ustalenia maksymalnej siły podmuchu, z jaką w praktyce będzie się mógł spotkać samolot albo też, w braku dostatecznych danych meteorologicznych, szybkości podmuchu uważanej konwencjonalnie za maksymalną w warunkach atmosferycznych jeszcze pozwalających na loty.

Wiadomo, że normy angielskie z kwietnia 1933 r. ustaliły dla obliczeń podmuch 25 stóp na sekundę (7,60 m/sek); amerykańskie z sierpnia 1934 nieco ostrzejsze—30 stóp (9,20 m/sek); niemieckie — również z 1934 r. — ustanawiają wreszcie 10 m/sek.

Podmuchy silniejsze są z pewnością możliwe w powietrzu silnie wzburzonem, i wydaje się, że szybkość ich może dojść do 12 lub 15 m/sek, a może i więcej, w takim jednak wypadku należy uważać, że pogoda nie pozwala na loty, chyba że samolot będzie w stanie zmniejszającym obciążenie (jak zmniejszona szybkość lub wysokość możliwie jaknajwiększa).

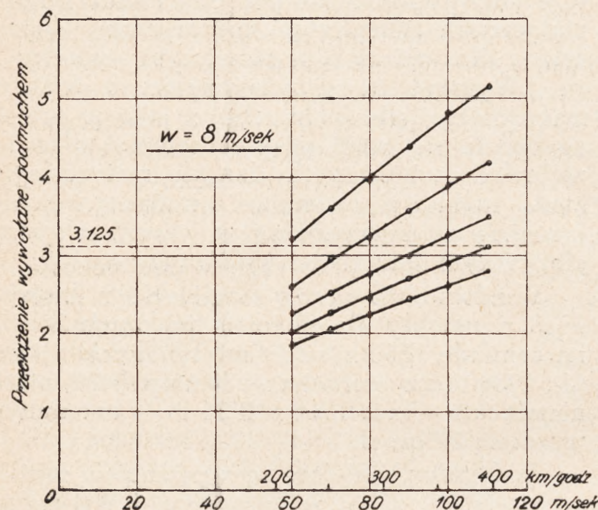
**
*

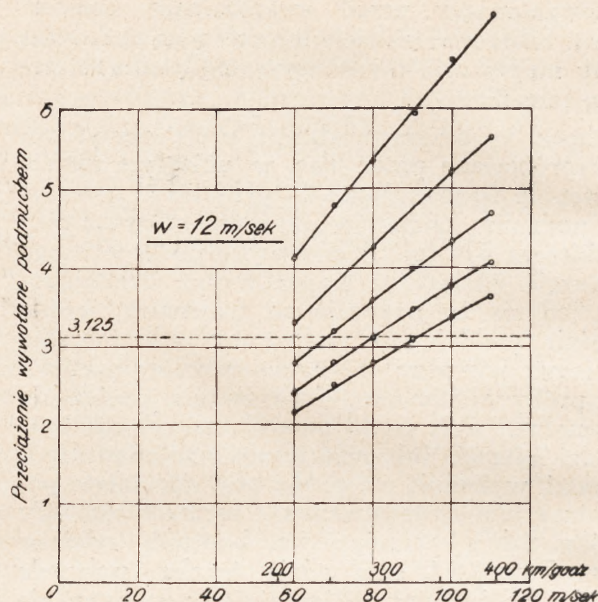
Aby sobie zdać sprawę z rzędu wielkości obciążeń, występujących przy podmuchach, przeliczyłem spółczynniki obciążenia, wynikające ze stosunku spółczynników nośności w podmuchu do spółczynników w locie normalnym, wychodząc z biegunowej takiej, jak dla samolotu Savoia Marchetti „S. 74" przy różnych szybkościach lotu, wielkościach podmuchu i wartościach obciążenia powierzchni [1]).

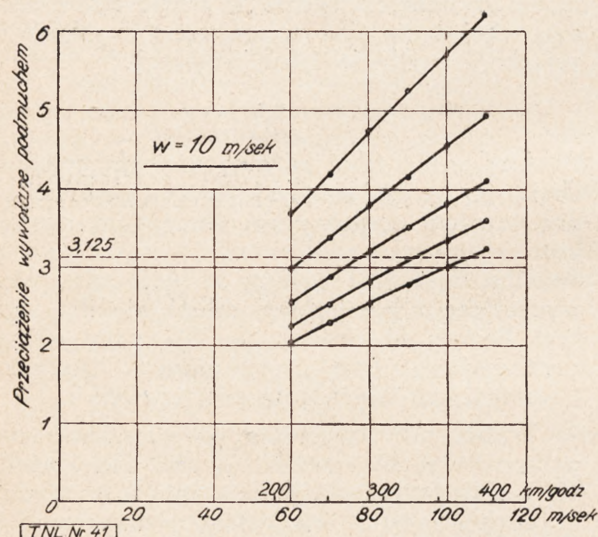
Widać, jak obciążenia spowodowane przez podmuchy szybko wzrastają (dla danej wielkości podmuchu) z szybkością lotu i (przy danej szybkości lotu) z wielkością podmuchu, i jak maleją z wzrostem obciążenia powierzchni nośnej, jak tego intuicyjnie można się było spodziewać. Lot na wysokości większej jest tutaj równoznaczny (przy zachowaniu pozostałych warunków) z wzrostem obciążenia powierzchni, gdyż wymaga spółczynnika nośności odwrotnie proporcjonalnego do gęstości powietrza; odpowiada więc wirtualnie obciążeniu powierzchni, któreby było na poziomie morza odwrotnie proporcjonalne do tej gęstości.

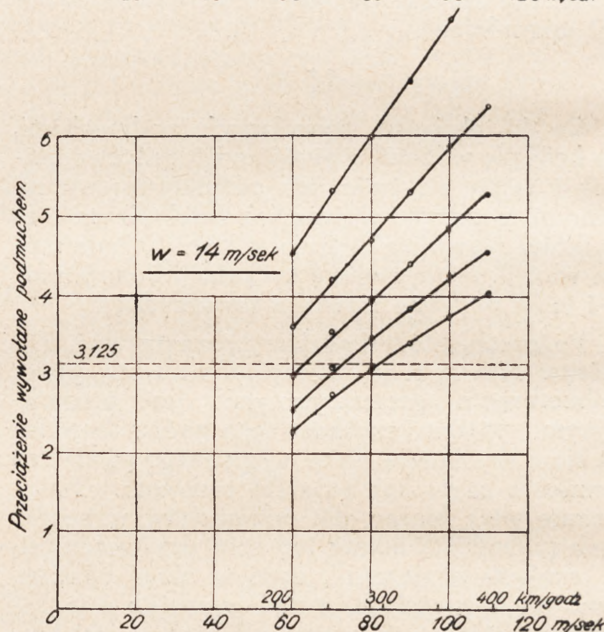
Tem, co nas tu zajmuje, jest stosunek znalezionych wielokrotności obciążenia do spółczynnika obciążenia dopuszczalnego n przy wyrwaniu, który jak wiadomo wynosi 2,5 według przepisów C. I. N. A. oraz włoskiego R. I. N. ed A. Dla lepszego oświetlenia sprawy należy porównać znalezione wielkości ze spół-

[1]) Por. wykres na str. 64 podany w oryginale w postaci tablicy liczbowej.









czynnikiem odpowiadającym granicy sprężystości, czyli 1,25 n (spółczynnik wytrzymałości jest równy 2 n), który we Włoszech był używany na próbę, ale na najbliższych konferencjach C. I. N. A. ma stać się międzynarodowym. Dla prostoty wziąłem spółczynnik n=2,5, odnoszący się do samolotu o ciężarze całkowitym ponad 5000 kg; wówczas jest logiczne, że dla chwilowych przeciążeń (w rodzaju występujących przy podmuchach) warunkiem stateczności jest, aby granica trwałych odkształceń nie została przekroczona, aby więc obciążenie nie przekroczyło 3,125.

Widać z powyższego, że naprzykład dla obciążenia powierzchni 60 kg/m² trzeba zredukować szybkość poniżej 216 km/ godz. albo wznieść się tem wyżej, im silniejsze są podmuchy. Dla obciążenia 140 kg/m² można natomiast teoretycznie latać nawet na wysokości zero przy podmuchach 10 m/sek. przy szybkości 360 km/godz. Wysokość przelotu 3000 m z tem obciążeniem 140 kg/m² odpowiadałaby obciążeniu 200 kg/m² przy ziemi i pozwoliłaby na bezpieczne zniesienie najsilniejszych przyjętych tu podmuchów przy szybkościach około 400 km/godz.

***

Rozważania i przykłady powyższe pozwalają — o ile nowe wiadomości nie wprowadzą innych lub większych elementów niebezpieczeństwa, niż dotychczas rozpatrywane — na następujące wnioski:

jeśli chodzi o zjawiska, wynikłe z dużych szybkości, wyjąwszy obciążenia wskutek podmuchów, ochrona przeciwko nim może pole-

gać na wzmocnieniach mniej lub więcej lokalnych, ale musi przedewszystkiem opierać się na dokładnem badaniu aerodynamicznem i konstrukcyjnem (choćby empirycznem, jeżeli nauka nie może sprostać zadaniu) i na sposobach, jakiemi technika rozporządza i zaleconych już przez przepisy organów kontrolujących;

jeśli zaś chodzi o obciążenia wskutek podmuchów, bezpieczeństwo wymaga tem wyższych spółczynników im większa szybkość i mniejsze obciążenie powierzchni; ale można poprzestać na spółczynniku C. I. N. A., równym 5, jeżeli obciążenie powierzchni jest odpowiednio duże.

Tendencja zwiększenia obciążenia powierzchni nośnej dziś ogólnie przyjęta jest zresztą narzucona przez sam wzrost szybkości; kryje ona pozatem niektóre inne zalety, jako to, przy zachowaniu tego samego ciężaru całkowitego, zmniejszenie wymiarów i gabarytu, ciężaru własnego, oporu czołowego, kosztu, zużycia paliwa i wskutek tego zwiększenie wydajności aerodynamicznej i ekonomicznej; użycie środków powiększających nośność zaradza trudnościom przy lądowaniu a nawet przy starcie. Jeżeli zamiast punktu widzenia konstrukcyjnego spojrzymy na sprawę z punktu użytkowania, znajdziemy dwie zasady bezpieczeństwa dla danego (konstrukcyjnego) obciążenia powierzchni: jedną, odnoszącą się do „szybkości bezpieczeństwa" dla danej wysokości i danej szybkości podmuchu; drugą w stosunku do „wysokości bezpieczeństwa", gdy się chce utrzymać daną szybkość przy zachowaniu pozostałych warunków. Dwie te zasady będą miały duże znaczenie dla eksploatacji linji lotniczych samolotami szybkiemi, i R. I. N. ed A. daje towarzystwom odpowiednie zalecenia, jak też dla każdego typu samolotu będzie badać zapomocą przyśpieszeniomierzy wielkość rzeczywistą obciążeń w powietrzu burzliwem.

E. K.

PRZEGLĄD CZASOPISM TECHNICZNYCH

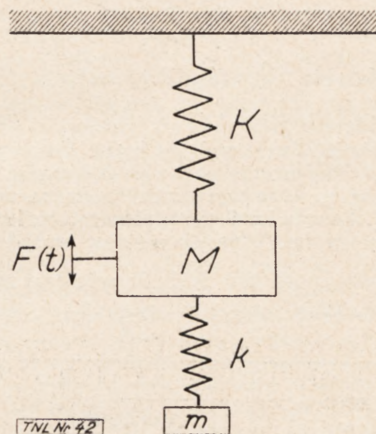
SILNIKI LOTNICZE

Tłumienie drgań skrętnych wału silników lotniczych o cylindrach w gwiazdę

Wraz ze wzrostem mocy silników lotniczych o cylindrach w gwiazdę coraz silniej zaczęły dawać się we znaki drgania skrętne wału wykorbionego, pociągając za sobą w poważniejszych wypadkach uszkodzenie śmigieł, zużycie kół zębatych reduktorów i, niekiedy, pękanie wałów. Drgania te są spowodowane zmianą ciśnień gazów w przestrzeniach dawkowych cylindrów. Okresowa krzywa, przedstawiająca zmienność tych nacisków, może być w myśl twierdzenia Fourier'a rozłożona na składowe sinusoidy o wzrastających częstotliwościach. W silniku gwiazdowym praktyczne znaczenie posiada tylko pierwsza składowa o częstotliwości, równej częstotliwości wybuchów, wynoszącej zatem dla silnika 9-cylindrowego 4,5 okresów na jeden obrót silnika (9 wybuchów na dwa obroty silnika). Z powyższego wynika, że opanowanie zagadnienia drgań skrętnych w silnikach gwiazdowych polega na wyeliminowaniu wpływu tej pierwszej składowej.

Drgania wału powstają pod wpływem impulsów zewnętrznych. Wielkość odkształceń skrętnych wału, zachodzących w czasie tego zjawiska, zależy od stosunku częstotliwości impulsów zewnętrznych do częstotliwości drgań własnych wału. Z teorji wynika, że największe odkształcenia występują wówczas, gdy stosunek powyższy równa się jedności; jest to wypadek rezonansu, powodującego nadmierny wzrost naprężeń w wale wykorbionym silnika. W praktyce praca silnika w warunkach rezonansu jest niedopuszczalna i unikało się jej dotychczas dwiema metodami. W pierwszym rzędzie starano się konstruować wały wykorbione o ilości drgań własnych, leżących poza obrębem obrotów, przy jakich pracuje silnik, jednak rozwiązanie takie okazuje się zazwyczaj niemożliwe wskutek nadmiernej sztywności a zatem i ciężaru, jakie musiałby otrzymać wał o dostatecznie wysokiej liczbie drgań własnych. W związku z tem trzeba było uciekać się w takich wypadkach do kompromisu, dając wały o niskiej częstotliwości drgań własnych i nakazując unikania pewnego zakresu obrotów przy których silnik drgał.

Drugą metodą eliminowania drgań wału jest zastosowanie tłumika drgań. Aczkolwiek urządzenia tego typu są już oddawna znane, to nie znalazły uznania w lotnictwie ze względu przedewszystkiem na znaczny ciężar, jakim odznaczałby się naprawdę skuteczny tłumik jednego z dotychczas znanych typów.

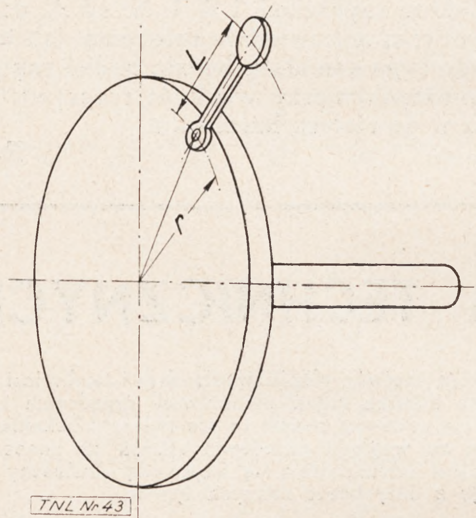


Rys. 1.

Na rys. 1 przedstawiono układ drgający *M*, do którego jest przymocowany układ *m*, zmieniający całkowicie zachowanie się układu *M* pod działaniem zewnętrznych impulsów. W szczególności istnieje pewna częstotliwość impulsów zewnętrznych, działających na układ *M*, przy której amplituda wychyleń układu *M* będzie równa zeru. Częstotliwość ta jest równa własnej częstotliwości drgań układu *m*, czyli częstotliwości drgań swobodnych układu *m* przy układzie *M* całkowicie unieruchomionym. Poza tą jedną częstotliwością impulsów zewnętrznych, przy której działanie tłumiące układu *m* będzie idealne, połączony układ *M*-*m* będzie gorszy, aniżeli sam *M*, gdyż istnieją przy nim dwie różne często-

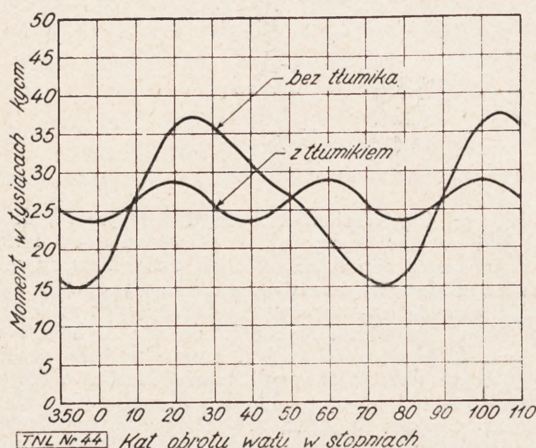
tliwości, powodujące rezonans, podczas, gdy dla układu *M* pojedyńczego istnieje tylko jedna taka częstotliwość. Z tego wynika, że tłumik, którego zasadę przedstawia rys. 1, miałby znaczenie jedynie dla maszyny, pracującej stale przy tych samych obrotach, a więc nie dla silnika lotniczego. Mimo to tłumik ten nasunął pomysł tłumika innego rodzaju, prostego i niezmiernie skutecznego.

Tłumik, oparty na rys. 1, posiadałby znaczenie dla silników lotniczych wówczas, gdyby można było zmieniać napięcie sprężyny *k* odpowiednio do ilości obrotów silnika, to znaczy, gdyby stosunek drgań własnych układu *m* do ilości obrotów silnika pozostawał zawsze wielkością stałą. Da się to osiągnąć wówczas, gdy siła, powracająca układ *m* do położenia równowagi, będzie się zmieniała proporcjonalnie do kwadratu ilości obrotów silnika. Użycie do tego celu siły odśrodkowej zamiast sprężyny *k* (rys. 1) stanowi zasadę nowego pomysłu.



Rys. 2.

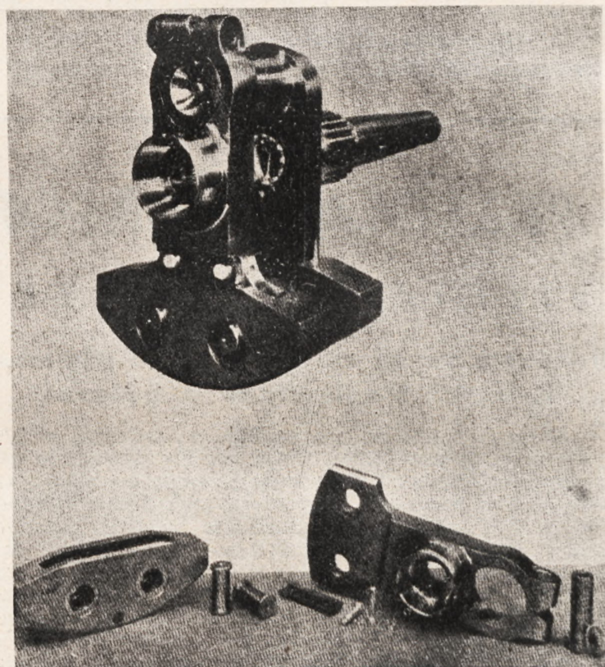
Na podstawie rozważań matematycznych udowodniono, że jeśli stosunek $\frac{r}{L} = \left(\frac{n}{N}\right)^2$, wówczas zostanie wyeliminowany wpływ drgań skrętnych o częstotliwości *n*. We wzorze podanym *N* oznacza ilość obrotów wału, zaś *r* i *L* są wymiarami, pokazanemi na rys. 2. Oznacza to dla silnika 9-cylindrowego, że jeśli do wału wykorbionego zostanie przymocowane wahadło, dla którego stosunek $\frac{r}{L} = 4{,}5^2$ (rys. 2), wówczas zniknie obawa o zgubne skutki drgań i odkształceń skrętnych wału, spowodowanych wybuchami w przestrzeni dawkowej.



Rys. 3. Moment działający na wał wykorbiony.

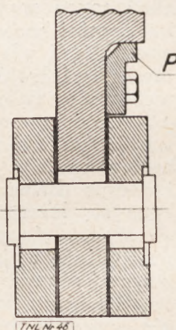
Skuteczność tłumika nowego typu jest tak wielka, że wystarczy użycie do tego celu części jednej z przeciwwag wału, dzięki czemu unika się podwyższania ciężaru silnika. Stwierdzono, że działanie tłumika zależy jedynie od częstotliwości impulsów, wywołujących drgania, że jest natomiast całkowicie niezależne od momentu bezwładności wału wykorbionego, śmigła i sztywności wału wykorbionego. Jest to bardzo ważne, gdyż skłonność silnika do drgań zależy w dużej mierze od własności śmigła, na które konstruktor silnika nie posiada wpływu.

Inną zaletą tłumika jest zmniejszenie dzięki niemu momentu, przenoszonego przez wał; rys. 3 przedstawia zmienność momentu bez tłumika i z nim. Zmniejszony moment równa się momentowi, który byłby przenoszony przez wał silnika 18-cylindrowego o jednakowej objętości skokowej. Dalszemi zaletami tłumika są: brak wydzielania się pod jego wpływem ciepła w karterze, nieobecność sprężyn i niewrażliwość urządzenia na zużycie i na zmiany temperatur.



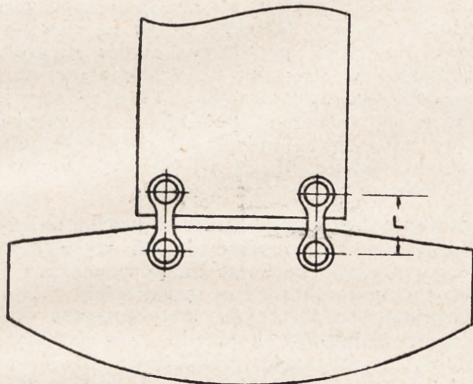
Rys. 4. Konstrukcja tłumika pomysłu R. Chiltona (Wright Aeronautical Corporation).

Usiłując wbudować tłumik, oparty na opisanej zasadzie, do silników typu Cyclone, firma Wright napotkała na trudności, okazało się bowiem niemożliwe uzyskanie potrzebnej ilości wahań 4,5 na jeden obrót silnika przez zawieszenie przeciwwagi na pojedyńczym przegubie. Przy 6-calowej (152,4 mm) odległości środka ciężkości przeciwwagi od osi obrotu wału matematyczne wahadło musiałoby mieć długość 9,5 mm, podczas gdy wahadło fizyczne musiałoby mieć ramię bezwładności w odniesieniu do środka ciężkości wahadła nie przekraczające 4,8 mm, w przeciwnym bowiem razie uzyskanie potrzebnego okresu wahań byłoby niemożliwe, niezależnie od punktu zawieszenia wahadła. Jako wahadło fizyczne nie mogłaby zatem służyć część przeciwwagi, gdyż jakakolwiek masa umieszczona w katerze o promieniu bezwładności 4,8 mm, byłaby niedopuszczalnie mała.



Rys. 5. Przekrój przez tłumik.

Opisane trudności zostały pokonane przez zastosowanie konstrukcji pomysłu R. Chilt-na, przedstawionej na rys. 4 i 5. Przeciwwaga jest zawieszona na dwóch rolkach, umieszczonych luźno w otworach przeciwwagi i występu wału wykorbionego. Aczkolwiek średnica obrzeży przy końcach rolek jest mniejsza ze względów montażowych od średnicy otworów, to wysunięcie się rolek z otworów jest niemożliwe, gdyż ustawieniu się otworów tych na jednej linji zapobiega płytka P (rys. 5), przyśrubowana po nałożeniu przeciwwagi i przetknięciu przez nią rolek.



Rys. 6.

Łatwo sobie uprzytomnić, że opisany sposób zawieszenia przeciwwagi jest równoważny przedstawionemu na rys. 6, przy którym wszystkie punkty przeciwwagi poruszają się po łukach kół o tym samym promieniu. W ten sposób uzyskuje się układ równoważny wahadłu matematycznemu o długości L, któremu można z łatwością nadać potrzebny okres wahań. Dzięki wprowadzeniu w grę całej masy przeciwwagi amplituda wahań jej jest niewielka nawet podczas raptownych przejść od małych szybkości. Dzięki wprowadzeniu rolek rozwiązuje się ponadto zagadnienie tarcia.

Przeprowadzone porównanie silnika tłumionego z silnikiem o tłumiku zablokowanym wykazało nadzwyczajną poprawę, uzyskaną dzięki tłumikowi. Mimo zastosowania czułych przyrządów, nie zdołano zarejestrować jakichkolwiek drgań wału, zaopatrzonego w normalnie pracujący tłumik. (Eliminating Crankshaft Torsional Vibration in Radial Aircraft Engines, E. S. Taylor, S. A. E. Journal, March 1936, str. 81-89).

J. T.

Zapobieganie zamarzaniu gaźników

Przy sprzyjających warunkach lód osadza się w gaźnikach na przepustnicy, naokoło niej lub na jakichkolwiek występach czy zagięciach układu wlotowego. Pierwszą oznaką tego zjawiska jest spadek ilości obrotów, zaś w poważniejszych wypadkach lód może całkowicie przerwać dopływ powietrza, zatrzymując silnik i zmuszając do lądowania. Celem uniknięcia tego rodzaju wypadków należy usuwać lód w miarę, jak się tworzy, i nie ma żadnego powodu, dla którego samoloty współczesne nie miałyby być uodpornione przeciwko temu zjawisku.

Tworzenie się lodu w gaźniku rozpoczyna się od spadku temperatury, spowodowanego parowaniem mieszanki. W wyniku obniżenia temperatury obecna w powietrzu wilgoć może dojść do stanu przesycenia, a jeśli przytem temperatura mieszanki spadła poniżej zera, wówczas wydzielona woda zamarza. Inna możliwość zamarznięcia gaźnika powstaje wówczas, gdy w powietrzu występuje przechłodzona wilgoć, która, natrafiwszy na ścianki gaźnika lub przewodów wlotowych, zamarza.

Najbardziej sprzyjają zamarzaniu nieogrzewanych gaźników temperatury otoczenia w zakresie — 10 do 18° C w połączeniu z wysoką wilgotnością powietrza, będącą decydującym czynnikiem. Podgrzanie gaźnika zwęża podany zakres temperatur. Ponadto skłonność do zamarzania gaźnika zależy od lotności paliwa, tym silniej obniżającego temperaturę powietrza, im jest lotniejsze. W wyniku prób, przeprowadzonych z benzynami, odpowiadającemi wymaganiom angielskiego Ministerstwa Lotnictwa stwierdzono, że dla otrzymania mieszanki o temperaturze 0° temperatura powietrza zasysanego wynosiła średnio 28° C. W Stanach Zjednoczonych Am. Półn. używa się paliw lotniejszych, i należy przypuszczać, że zamiast podanych 28° temperatura powietrza zasysanego przy pracy na benzynie amerykańskiej musiałaby wynosić około 37°. Tem się tłumaczy w pewnej mierze częstsze zamarzanie gaźników w Stanach aniżeli w Anglji.

Niebezpieczeństwo zamarznięcia gaźnika jest największe przy częściowem przymknięciu przepustnicy, gdyż występujący wówczas spadek ciśnienia po przejściu powietrza przez przepustnicę przyśpiesza parowanie paliwa, silniej obniżając temperaturę, niż przy całkowitem otwarciu przepustnicy, gdzie wymieniony spadek ciśnienia nie istnieje.

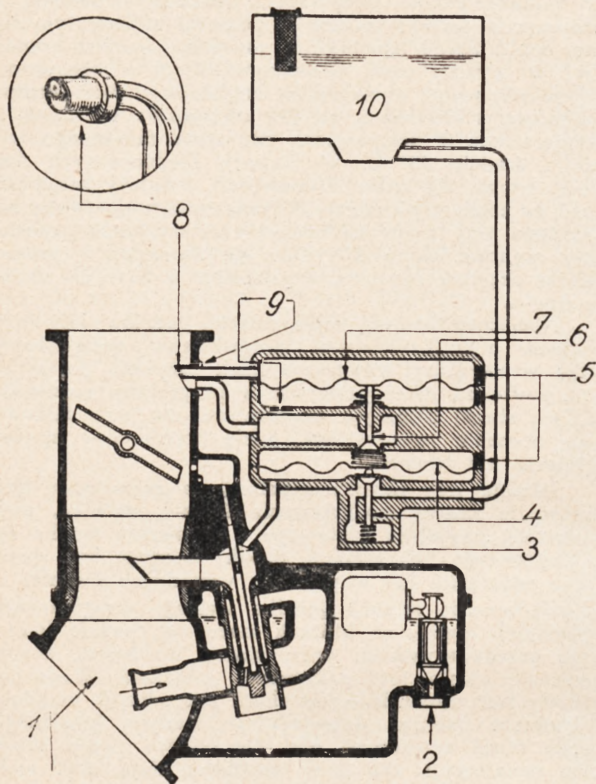
Istnieją trzy metody zapobiegania zamarzaniu gaźników, to znaczy podgrzewanie ścianek gaźnika, podgrzewanie powietrza wlotowego i stosowanie środka zapobiegawczego, jak alkohol. Środki te mogą być stosowane oddzielnie lub w pewnych wypadkach łącznie.

Ogrzewanie ścianek gaźnika wymaga uwzględnienia wszystkich części, na których może się osadzić lód, a więc przedewszystkiem przepustnicy, do której doprowadzenie ciepła jest najbardziej uciążliwe. Wadą tej metody jest skomplikowany układ potrzebnych urządzeń i trudność doboru odpowiedniego medjum grzejącego. Woda może zamarznąć, olej źle oddaje ciepło ściankom metalowym, zaś gazy spalinowe dają zbyt mało ciepła na małych obrotach, zbyt wiele w warunkach normalnej pracy, wprowadzając ponadto niebezpieczeństwo pożaru.

Podgrzewanie powietrza zasysanego przez gaźnik znalazło szerokie rozpowszechnienie. Potrzebne ciepło może być pobierane z sąsiedztwa przewodów wydechowych lub cylindrów silników chłodzonych powietrzem. Podgrzewanie powietrza obniża moc silnika, jednak można temu zapobiec, przewidując możność pobierania powietrza zimnego lub podgrzanego. Na zimnem powietrzu pracuje silnik na pełnej mocy, kiedy zamarznięcie gaźnika jest nieprawdopodobne, zaś włączenie podgrzewania następuje dopiero po przejściu na moc przelotową. Próby wykazały, że od podgrzewania powietrza należy wymagać, aby było ono zdolne do obniżenia względnej wilgotności powietrza po odparowaniu zawartej w nim wody do 60%. Zależnie od warunków wzrost temperatury powietrza, dający się uzyskać dzięki podgrzewaniu, musi wynosić od 15° do 35° C. Pierwsza liczba wystarczy, jeśli chwyt powietrza jest zabezpieczony przed dostępem śniegu lub deszczu i jeśli zasysane powietrze nie jest przesycone wilgocią.

Istnieją liczne domieszki, obniżające temperaturę zamarzania wody, jednak należy dążyć do wyboru takiej, którąby była zarazem paliwem. Warunkom tym odpowiadają alkohole, jak metylowy, etylowy i propylowy, których skuteczność od lepszej do gorszej odpowiada podanej kolejności. Alkohol może być wprowadzony do przewodu wlotowego lub dodany do paliwa. Pierwsza możliwość została zarzucona, w stosunku do drugiej zaś stwierdzono, że dodatek 5% alkoholu (w połowie etylowy i metylowy) zapobiega większym nagromadzeniom lodu. Alkohol etylowy przewidziano celem ustabilizowania mieszanki metylowego z benzyną. Ze względu na łatwość rozdzielania się mieszaniny benzyny i alkoholu pomyślano o innej metodzie wprowadzenia alkoholu, budując w tym celu samoczynne urządzenie, przedstawione schematycznie na rysunku.

W skład urządzenia wchodzi detektor 8, włączający dopływ alkoholu z chwilą ukazania się lodu. Zakończenie detektora wypada w miejscu, gdzie tworzenie lodu jest najwcześniejsze i jest zaopatrzone w dwa otworki: duży i mały. Podczas normalnej pracy silnika oba otworki są wolne i poddane jednakowemu ciśnieniu, jednakowe jest zatem ciśnienie, działające na obie strony



Schemat samoczynnego urządzenia, zapobiegającego zamarzaniu gaźników silników lotniczych

1 — doprowadzenie powietrza
2 — dopływ paliwa
3 — zaworek alkoholowy
4 — membrana alkoholowa
5 — odpowietrzenia
6 — zaworek detektora
7 — membrana detektora
8 — detektor
9 — otworek wyrównawczy równy otworkowi detektora
10 — zbiornik alkoholu

membrany detektora, 7. W tym stanie rzeczy zaworek detektora, 6, pozostaje zamknięty. Z chwilą ukazania się lodu zostaje zatkany mały otworek detektora, wobec czego nadwyżka ciśnienia, działająca na górną stronę membrany 7 otwiera zaworek 6, stwarzając połączenie między dużym otworkiem detektora a górną stroną membrany 4. Spowodowane w ten sposób działanie ssące podnosi membranę 4 a wraz z nią zaworek 3, co pozwala na dopływ alkoholu ze zbiornika 10 do gaźnika. Po usunięciu lodu ciśnienie po obu stronach membrany 7 zostaje wyrównane, zaworki 6 i 3 zamknięte, a dopływ alkoholu odcięty.

Przeprowadzone próby wykazały bardzo dużą czułość i niezawodność opisanego urządzenia. W najbardziej nieprzychylnych warunkach wystarczy, jeśli doprowadza ono alkohol w ilości, wynoszącej 2,5% w stosunku do paliwa, normalnie zaś całkowicie wystarczy 1%, zapobiegający większym nagromadzeniom lodu. Wobec braku doświadczenia trudno jest podać dokładną ilość alkoholu, którą należy zabierać na czas przelotu. Dla samolotów, mogących wybierać wysokość odpowiednio do warunków atmosferycznych, wystarczy prawdopodobnie zabieranie 0,5% alkoholu w stosunku do paliwa. Jeśli samolot ma odbywać lot na pewnej wysokości niezależnie od napotkanych na niej warunków ilość alkoholu musi być większa, aczkolwiek nie wydaje się, by zaszła potrzeba przekroczenia 0,75% w stosunku do paliwa. Zainstalowane na większości silników urządzenie do podgrzewania powietrza zmniejsza znacznie zapotrzebowanie na alkohol. (Freezing In Carburettors, Andrew Swan, Aircraft Engineering, January 1936, str. 3-6).

J. T.

SAMOLOTY

Lądowanie ze schowanem podwoziem

Chowanie podwozia, wprowadzone z myślą o zmniejszeniu oporu samolotu w locie, daje dodatkowe korzyści, ujawniające się przy specjalnym rodzaju lądowania, będącym dawniej skutkiem zapomnienia pilota, obecnie natomiast stosowanym w pewnych wypadkach rozmyślnie. Chodzi tu o lądowanie dolnopłatów bez opuszczania podwozia. Bezpośrednio przed zetknięciem się samolotu z ziemią skrzydło stłacza pod sobą powietrze do ciśnienia, przekraczającego normalną wielkość; tak utworzona „poduszka" powietrzna obniża znacznie szybkość lądowania w stosunku do występującej przy podwoziu prawidłowo opuszczonem. Tego rodzaju lądowanie kończy się łagodnym poślizgiem na skrzydle, nie pociągając za sobą najmniejszych przykrości dla pasażerów dzięki małemu naciskowi jednostkowemu, występującemu między skrzydłem a ziemią.

Lądowaniu bez opuszczania podwozia należy przypisać szczęśliwe zakończenie dwóch wypadków lotniczych, którym ulegli De Saint Exupéry podczas przelotu Paris — Saigon i rekordzista amerykański Howard Hughes. Zamiast parokrotnego skapotowania i innych nieobliczalnych skutków skończyło się w obu wypadkach jedynie na uszkodzeniu samolotów. Bezpieczeństwo, osiągnięte przy tego rodzaju lądowaniu skłoniło szereg linji lotniczych do wydania pilotom instrukcji, zakazujących opuszczania podwozia przy przymusowem lądowaniu na nierównych terenach.

W Guidonji dokonano poraz pierwszy doświadczenia, które wykazało możliwość wystartowania samolotu w pół godziny po wylądowaniu ze schowanem podwoziem. Próby dokonał pilot Arturo Ferrarin na samolocie „Nardi F. N. 305". Gdyby śmigło mogło być przed wylądowaniem ustawione poziomo, unikając w ten sposób uszkodzenia, start byłby możliwy w dwie minuty po wylądowaniu.

Doświadczenia powyższe wskazują na wielkie zalety dolnopłatów i na celowość zaopatrzenia ich skrzydeł w powłokę z blachy, zapobiegającą uszkodzeniom przy omawianym rodzaju lądowania. Większość samolotów wojskowych i komunikacyjnych jest zaopatrzona w tego rodzaju powłokę, zdobywając dzięki temu nowy, nie brany dotychczas pod uwagę, tytuł do przewagi dolnopłatów nad górnopłatami. (Nuovi orizzonti per il carrello rientrabile, L'Ala d'Italia, Febbraio 1936, str. 53, 54).

J. T.

PALIWA I SMARY

Wpływ paliwa na rozwój silników lotniczych

Postęp w dziedzinie budowy silników lotniczych następuje równolegle z podwyższaniem liczby oktanowej paliw. Używane obecnie paliwo o liczbie oktanowej 87 pozwala na prowadzenie długotrwałych prób przy średniem ciśnieniu efektywnem 13 kg/cm² oraz na pracę silnika w warunkach przelotowych przy zużyciu paliwa 200 gr/KMgodz, przyczem silniki, dające tego rodzaju rezultaty, ważą zaledwie 0,6 kg/KM w stosunku do mocy rozwijanej podczas startu. Moc na jednego litra, wynosząca średnio 14 KM w 1920 i 21 KM w 1930, wzrosła w ostatnich 4 latach do 30 KM, zaś w przeciągu ostatnich paru miesięcy ukończono próby prototypów rozwijających do 40 KM na litr. Jeszcze lepsze wyniki mogą być osiągnięte na silnikach o rozrządzie suwakowym, pozbawionych zwykłych zaworów i pozwalających na stosowanie wyższych stopni sprężania, aniżeli w analogicznych silnikach starszego typu. Na doświadczalnych silnikach tego typu osiągnięto na paliwie o liczbie oktanowej 87 moce, sięgające 60 KM na jeden litr.

Jeśli nie brać pod uwagę paliwa, to granicę mocy, możliwej do wydobycia z pewnego silnika, ustalają zawory wydechowe i tłoki ze względu na pewne nieprzekraczalne temperatury tych części. Postępy w dziedzinie paliw ułatwiają opanowanie trudności ze strony zaworów, gdyż wyższe stopnie sprężania, a więc i rozprężania wpływają na obniżenie temperatur gazów wydechowych a zatem i temperatur zaworów. Osiągnięcie niższej temperatury zaworów ze swej strony pozwala na dalsze jeszcze poprawienie osiągów silnika. W wypadku silników o rozrządzie suwakowym wpływ zaworów znika.

Wobec wprowadzenia obecnie paliw o liczbie oktanowej 100 należy zastanowić się, jakiego rodzaju zmianom ulegnie konstrukcja silników celem wykorzystania możliwości, jakie dają nowe paliwa. Już obecnie używane paliwo 87-oktanowe pozwala na stopnie sprężania około 7:1, których przekroczenie nie wydaje się opłacalne. Przejście od stopnia sprężania 7:1 do 8:1 pozwala zaledwie na 5-procentowy wzrost mocy i spadek jednostkowego zużycia paliwa, podczas gdy ciśnienie maksymalne wybuchu wzrasta o około 10 kg/cm^2, zmuszając do odpowiedniego powiększenia wytrzymałości, a zatem i ciężaru części, narażonych na te ciśnienie. Wątpliwe jest, aby niewielkie zyski na mocy i zużyciu usprawiedliwiły zwiększenie ciężaru silnika, wobec czego należy się spodziewać, że wraz z wprowadzeniem nowych paliw zwróci się przedewszystkiem uwagę na doładowanie silników. W ten sposób uda się prawdopodobnie zwiększyć jednostkową moc silników o około 50%.

Zwiększenie mocy jednostkowej silników, pracujących na paliwie o liczbie oktanowej 100, zwiększy w tym samym stopniu przepływ ciepła przez zawory i tłoki, wskutek czego należy się liczyć z przekroczeinem granic wytrzymałości tych części i z koniecznością lepszego niż dotychczas chłodzenia. Najwydajniejszym sposobem chłodzenia jest przepłukiwanie przestrzeni dawkowej zimnem powietrzem, przepływającem przez jednocześnie otwarte zawory wlotowe i wydechowe. Zmusi to coprawda do zwiększenia wydatku sprężarki, jednak w bardzo niewielkim stopniu. Opisany sposób chłodzenia wchodzi w rachubę jedynie przy zastosowaniu do tego celu powietrza nie zaś mieszanki, której użycie jako środka przepłukującego zwiększyłoby znacznie rozchód paliwa. W związku z tem obecnie stosowane gaźniki musiałyby być zastąpione pompkami i wtryskiwaczami.

Przy wysokich ciśnieniach ładowania spaliny będą unosiły z silnika znaczne ilości energji, trzeba będzie zatem dążyć do wyzyskania tej energji w turbinie, napędzającej sprężarkę. Dzięki temu równolegle do dwustopniowego sprężania (sprężarka, tłok) rozprężanie będzie również prowadzone w dwóch stopniach. W związku z wprowadzeniem turbiny spalinowej przepłukiwanie przestrzeni dawkowej nabierze dodatkowego znaczenia, będzie to mianowicie sposób obniżenia temperatury spalin, ułatwiający pracę turbiny.

Reasumując, za wprowadzeniem paliw o liczbie oktanowej 100 pójdzie prawdopodobnie znaczne zwiększenie ciśnień ładowania, wprowadzenie turbiny, napędzanej spalinami, oraz przepłukiwanie przestrzeni dawkowej powietrzem i zastosowanie wtrysku paliwa. Dalszego wzrostu stopni sprężania nie należy się spodziewać. (Z pracy p. t. The Progress of the Internal Combustion Enigne and Its Fuel, Harry R. Ricardo, Shell Aviation News, February 1936, str. 16—20).

J. T.

METALOZNAWSTWO

Wyrób części elektronowych Stopy MG5 i MG7

Elektron jest nazwą stopów podwójnych, potrójnych, lub wieloskładowych magnezu z Al, Zn, Mn, Cu, Cd, lub Ni. Ich ciężar właściwy ok. 1.8 daje tym stopom 33% zysku na wadze w stosunku do lekkich stopów glinu. Dzięki tej nadzwyczajnej lekkości, oraz niezłym własnościom mechanicznym zyskują one coraz szersze zastosowanie w lotnictwie.

Elektron tem różni się od innych lekkich stopów, że obróbce plastycznej poddaje się tylko na gorąco; kwestja doboru temperatury przeróbki plastycznej, oraz utrzymanie jej w czasie procesu na stałej wysokości jest rzeczą zasadniczą, od której zależą późniejsze własności elektronu i mechaniczne i chemiczne (odporność na korozję).

Odkształceniom na zimno elektrony prawie się nie poddają. Ponieważ przeróbka na gorąco, wskutek konieczności utrzymywania stałej temperatury materjału, wymaga częstych ogrzewań pośrednich pomiędzy n. p. jednym, a drugim stopniem przekucia lub walcowania, pozatem narzędzia muszą być również ogrzewane do tej samej temperatury co materjał przerabiany, zatem proces ten jest stosunkowo drogi i nieekonomiczny.

Z drugiej strony elektrony nadzwyczaj łatwo i dobrze się spawają. Zasadą zatem przy wyrobie konstrukcyj elektronowych jest: możliwie unikać drogiego i kłopotliwego kształtowania na gorąco, jaknajczęściej i gdzie tylko się da stosować tanie i wygodne spawanie.

Drugą zasadą jest — unikać wszelkich szczelin, pęknięć lub zadrapań na powierzchni elektronów, w których przy obciążeniu skupiają się naprężenia, powodując w granicznym wypadku zerwanie materjału. Pod tym względem elektrony są nadzwyczaj czułe.

Podczas spawania elektronów największą uwagę należy zwrócić na następne dokładne umycie i oczyszczenie z żużla miejsca szwu i najbliższego pasa obok. Normalnie stosuje się mycie w gorącej wodzie z dodatkiem 1% dwuchromianu potasu.

Najsłabsze miejsca przy spawaniu elektronów powstają na przejściu ze struktury jak po odlaniu (szew), do struktury po kuciu; aby to ostre przejście złagodzić, poleca się wyklepanie szwu i pasa obok na szerokości 1/4" do 1/8" na gorąco młotkiem, najpierw drewnianym, potem silniej stalowym.

Gdzie nie można spawać, można zastosować nitowanie. Jako materjał nitowany stosuje się stop MG5. Jest to stop Al z 5% Mg. Główkować można na zimno. Dzięki różnicy potencjałów elektrochemicznych elektronu i stopu MG5 miejsce nitu nie ulega korozji. Nity z MG5 nie ulegają samostarzeniu i pod tym względem nie sprawiają takiego kłopotu jak duralumin. Wykazują przy pojedyńczem ścinaniu wytrzymałości 17 — 22 Kg/mm^2, przy podwójnem 34—38 Kg./mm.^{2}.

W ogólności nie powinno dopuszczać się do styku elektronu z innym metalem, ponieważ wtedy, zgodnie z teorią lokalnych elementów, elektron nadzwyczaj silnie koroduje; dlatego stosuje się izolację części elektronowych od innych bakelitem, bitumami, naolejonym jedwabiem, specjalnie wolną od kwasów fibrą wulkanizowaną i t. p. Powierzchnie wystawione na działanie atmosfery chroni się przed korozją przez pokrycie warstwą lakieru na pokład tlenków chromowych. Tlenki te stwarza się przez gotowanie części elektronowych w określonych warunkach w roztworze soli chromowych z dadatkiem alkaljów.

Stop MG7 zbliża się swemi własnościami mechanicznemi i chemicznemi do duraluminu jednak jest bardziej od niego odporny na korozję; nie wymaga obróbki termicznej. Poddaje się przeróbce plastycznej na zimno w/g ogólnie przyjętych zasad; stosowane przytem być muszą wyżarzania pośrednie w temp. 360° C. Po przekuciu wykazuje wytrzymałość 38—42 Kg/mm^2. Spawa się nadzwyczaj łatwo, należy jednak przytem pamiętać o silnem ześrubowaniu razem części spawanych, celem zapobieżenia skutkom skurczu metalu napawanego; skurcz ten jest czterokrotnie wyższy niż przy spawaniu glinu. Poleca się młotkowanie szwu, co po dobrem spawaniu zapewnia wytrzymałość do 80% wartości w materjale przekutym. (The Machinist, luty 1936, str. 41).

M. O.

KRONIKA

ZEBRANIA ODCZYTOWE W ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Nowe metody fotografowania i wyznaczania torów lotu wygłosił dnia 25 marca 1936 r. dr. inż. Roux, współpracownik firmy Askania w Berlinie.

Prelegent określił zadania, do rozwiązania których z powodzeniem użyć można metod optycznych. Są to 1) Pomiary szybkości, 2) Określenie położenia, 3) Odwzorowanie lotu akrobacyjnego, 4) Badania dynamiczne, 5) Badanie struktury atmosfery (zapomocą balonów — sond).

Instrumenty, stosowane przy tego rodzaju pomiarach są dosyć różnorodne. Pokolei prelegent wymienia: aparat do wielokrotnej rejestracji optycznej, notujący jednocześnie wskazania kilku instrumentów, kinoteodolit i inne odmiany teodolitów, jak teodolit drukujący, wreszcie kamerę zenitową. Opisując szczegółowo kinoteodolit, zatrzymuje się nad typem opracowanym przez Rüthjena i udoskonalonym przez f. Askania. Aparaty te zaczęto stosować w szybownictwie, przyczem rozwiązano szereg zagadnień technicznych. Jednem z tych ulepszeń było wprowadzenie zamiast zwykłego układu spółrzędnych kulistych azymutalnego (o osi głównej pionowej) układu o osi poziomej, przyczem spółrzędne te są oznaczone na półkuli i zostają sfilmowane jednocześnie z samolotem. Przy użyciu dwóch kinoteodolitów dla dokładnego wyznaczenia toru i szybkości trudności nastręczała synchronizacja tarcz migawkowych ze względu na małe odchylenia ruchu silników synchronicznych. Trudności te zostały pokonane przez wprowadzenie drugiej tarczy migawkowej o czterokrotnej szybkości obrotów. Czas naświetlenia wynosi 1/400 sek., ogniskowa objektywu w najnowszym aparacie — 18 cm, ilość zdjęć 5—10 na sekundę. Innem ulepszeniem jest licznik zdjęć, drukujący numer i czas na poszczególnych zdjęciach.

Prostszym aparatem, używanym gdy lot odbywa się na stałej wysokości, jest kamera zenitowa, w której szereg małych zdjęć chwyta się w równych odstępach czasu na jednej płycie. Aparatu tego używa się przy konkurencjach sportowych dla pomiaru szybkości, dla kontroli wskazań barografu, dla śledzenia przebiegu startu i lądowania.

Odczyt, wygłoszony w języku niemieckim, streścił po polsku inż. Challier, poczem wywiązała się ożywiona dyskusja, w której brali udział przedstawiciele broni lotniczej i artylerji oraz wojskowych instytutów technicznych. Pytania dotyczyły przeważnie szczegółów konstrukcyjnych i błędów pomiarowych. Na zapytanie kpt. Hirszbanda, czy można użyć aparatów optycznych zabudowanych na samolocie dla dokonania pomiarów szybkości i położenia, odpowiedział prelegent, że pole zastosowania jest tu bardzo ograniczone. W odpowiedzi na inne zapytania podkreślił zalety kinoteodolitów Askania w porównaniu do amerykańskich, szczególnie większą precyzję, doskonałą synchronizację i łatwość obsługi.

Kilka uwag o pracy śmigła z uwzględnieniem warunków lotu nurkowego wygłosił dnia 28 lutego 1936 r. inż. Jerzy Bukowski.

Praca śmigła daje się określić zapomocą bezwymiarowych spółczynników ciągu i momentu, które zależą, podobnie jak i sprawność śmigła, od t. zw. posuwu $v/\omega R$, czyli stosunku szybkości postępowej do szybkości obwodowej; wielkość ta charakteryzuje opływ analogicznie do kąta natarcia przy opływie płata. Warunki pracy śmigła dla startu, wznoszenia, lotu poziomego wreszcie pikowania na gazie (przy dodatnim ciągu śmigła) odpowiadają kolejno wzrastającym wartościom posuwu i są stosunkowo dobrze zbadane. Prelegent pokazał na konkretnych przykładach, jakie są kierunki i wielkości szybkości i sił na łopatkach śmigła w tych warunkach. Dla większych wartości posuwu, odpowiadających spadkowi ciągu, a następnie momentu do zera, wreszcie hamowaniu w locie nurkowym na zamkniętym gazie, materjał doświadczalny jest bardzo skąpy, gdyż badania śmigieł zazwyczaj nie obejmują tych stanów. Brak również danych co do wielkości momentu hamującego oporów wewnętrznych silnika. Wskutek tego trudno zgóry określić ilość obrotów śmigła przy nurkowaniu bez gazu. Zadanie to jest jednak bardzo ważne ze względu na bezpieczeństwo silnika, któremu grozi przekroczenie dopuszczalnej ilości obrotów; chodzi tu o wyznaczenie szybkości nurkowania dopuszczalnej ze względu na „rozkręcenie się" silnika. Z prob nurkowania wykonanych w I.B.T.L. na płatowcu P.Z.L. P-7 z silnikiem Jupiter F.VII, wynika naprzykład w przybliżeniu związek $V \cong 115 + 0{,}175n$ między szybkością nurkowania V w km/godz. a ilością obrotów n. Dopuszczalna ze względu na silnik szybkość nurkowania, o ile jest niższa od największej dopuszczalnej ze względu na wytrzymałość płatowca, będzie miarodajną dla bezpieczeństwa całości i powinna być podana pilotowi jako nieprzekraczalna granica.

W ciągu dyskusji głos zabrali m. i.:

Inż. Challier, który zauważył, że wobec powyższego przesadnem wydaje się żądanie, stawiane samolotom myśliwskim i akrobacyjnym w warunkach technicznych, aby wytrzymałość płatowca odpowiadała szybkości granicznej. Należy natomiast dążyć do wyznaczenia szybkości dopuszczalnej ze względu na maksymalne obroty silnika, do czego potrzebne są pomiary momentu oporowego silnika w biegu jałowym na różnych obrotach.

Z punktu widzenia pilota uważa jednak *p. Kazimierczuk*, że ograniczenie szybkości nurkowania nie zawsze jest realne, gdyż naprzykład w ogniu walki pilot nie będzie się oglądał na ryzyko przekroczenia obrotów silnika, lecz będzie starał się osiągnąć jaknajwiększą szybkość.

Inż. Janik wyjaśnia, że pewien nadmiar wytrzymałości jest potrzebny ze względu na zjawiska drgań i niestateczności statycznej, mogących zajść przy nurkowaniu, a także dlatego, aby pozwolić w przyszłości zabudować silnik i śmigło o nieco odmiennych charakterystykach bez wzmacniania konstrukcji płatowca.

Inż. Kosko podkreśla, że można także przewidzieć zastosowanie hamulców na śmigła lub innych urządzeń, zapewniających silnikowi bezpieczeństwo przy nurkowaniu z szybkością graniczną. Nieraz jednak i w warunkach technicznych ogranicza się szybkość nurkowania do pewnej umownej wartości, której pilot w normalnych warunkach nie powinien przekroczyć.

Dr. inż. Neumark przypomniał swoje dawniejsze obliczenia (Sprawozdanie I.B.T.L. Nr. 5), w wyniku których szybkość graniczna ciała swobodnie spadającego, jako zmienna z gęstością powietrza (wzrastająca z wysokością), bywa czasem przekroczona. Okoliczność tę powinniby wziąć pod uwagę zarówno obliczeniowcy, gdy zakładają szybkość graniczną, jako wielkość podstawową dla obliczeń wytrzymałości, jak również piloci.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2634 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.